Elektronica en Telecommunicatie 3

Gemeenschappelijke publikatie van de
Sectie voor Telecommunicatietechniek van het K.I.v.I. en het
Nederlands Elektronica- en Radiogenootschap.

Redactie-adres: Prinsessegracht 23, Den Haag.

629.19:681.32:654.93:621.398

Europa's Grote Astronomische Satelliet, in het bijzonder zijn rekentuig en telemetrie[1])

door ir. G. L. Reijns, ESTeC — Noordwijk

Summary: *Europe's Large Astronomical Satellite (LAS), more particularly its computer and telemetry.*
The mission description of this space observatory and the resulting project requirements are discussed in general terms. More particulars are given of the spacecraft computer and telemetry. Attention is given to the reliability and redundancy aspects of the computer, which is the centralised data processor for the whole of the spacecraft. Described is a 137 MHz beacon transmitter, which is phase-modulated by a split-phase coded data signal.

1. Inleiding

De grote astronomische satelliet (Large Astronomical Satellite, LAS), die in een equatoriale baan rond de aarde zal worden gebracht, is in feite een observatorium. Het ruimtevoertuig heeft een drie meter lange telescoop en is uitgerust met instrumenten om het ultraviolette spectrum van een groot aantal sterren en andere hemelobjecten te meten. Deze metingen kunnen op aarde niet gebeuren, omdat de atmosfeer de UV-straling beneden de 3000 Å absorbeert. Het golflengtegebied van de metingen van de LAS ligt tussen de 3300 Å en 900 Å, waar beneden de interstellaire ruimte ondoorlaatbaar is tot aan het röntgengebied.

Het bepalen van de absorptie- en emissielijnen in het UV-spectrum aan sterren, nevelvlekken enz., is van fundamenteel belang voor het verkrijgen van een beter inzicht in het ontstaan en de ontwikkeling van het heelal.

Het aantal mogelijke onderzoekingen is afhankelijk van het spectraal scheidend vermogen, waarmede lichtzwakke objecten gemeten kunnen worden. Om niet een belangrijke klasse van onderzoekingen te verliezen is het nodig het spectrum van sterren tot een ster-helderheid 8 met een scheidend vermogen van 0,1 Å te kunnen bepalen. Dit op zijn beurt bepaalt o.a. de nauwkeurigheid, waarmede het instrument gedurende lange tijd op een bepaalde ster gericht moet blijven, nl. 0,1 arc.sec.

De European Space Research Organisation (ESRO) en in het bijzonder het European Space Technology Centre (ESTeC) in Noordwijk bestudeert reeds enige jaren dit grote en belangrijke project.

De kosten van het gehele project, inclusief de inrichting van een nieuw grondstation in Frans-Guyana, zullen verscheidene honderden miljoenen guldens bedragen. Een besluit over het al dan niet doorgaan van het project is nog steeds niet genomen en kan pas verwacht worden in het voorjaar van 1968, wanneer hierover door de ministers van de betrokken Europese landen zal worden beslist.

In het hiervolgende geeft de auteur een algemene beschrijving van de satelliet, gevolgd door wat meer details over het rekentuig en de telemetrie. Hij wil echter duidelijk stellen, dat het definitieve ontwerp nog belangrijk zal kunnen afwijken van de hier beschreven oplossingen en dat deze dus niet noodzakelijkerwijze het ESRO-standpunt weergeven.

2. Overzicht van het gehele project

Het gehele LAS-project omvat meer dan de ontwikkeling en constructie van een satelliet. Fig. 1 geeft de onderverdeling van het project in vijf subprojecten. Onder het ruimtevoertuig wordt in dit verband verstaan de satelliet met uitzondering van het instrumentarium voor het meten van het UV-spectrum (experimental package). Deze verdeling van de satelliet is ingevoerd, omdat dit type ruimtevoertuig in principe geschikt moet zijn voor het dragen van andere instrumenten dan hier beschreven.

2.1 *Het instrument*

Het eerste instrument is dus bestemd voor het verrichten van nauwkeurige metingen in het UV-gebied. Culham Laboratory in Engeland werkt hieraan onder ESRO-contract.

De hoofdspiegel van de 3 m lange cassegrain-telescoop heeft een diameter van 80 cm. De verschillende golflengten van het spectrum worden van elkaar gescheiden met behulp van een tralie. Deze tralie buigt de golven onder een hoek, die afhankelijk is van de golflengte. Het resultaat is, dat het spectrum wordt uitgewaaierd langs een gedeelte van een cirkel, waarlangs een 21-tal fotomultiplicatoren zijn opgesteld. Elke fotomultiplicator is aan zijn ingang voorzien van een zeer nauwe spleet, die ingesteld kan worden op het doorlaten van een golflengte-interval

[1]) Lezing gehouden voor het Nederlands Elektronica- en Radiogenootschap op 13 oktober 1967 te Utrecht, ter gelegenheid van de tentoonstelling 'Het Instrument'.
Manuscript ontvangen op 3 januari 1968.

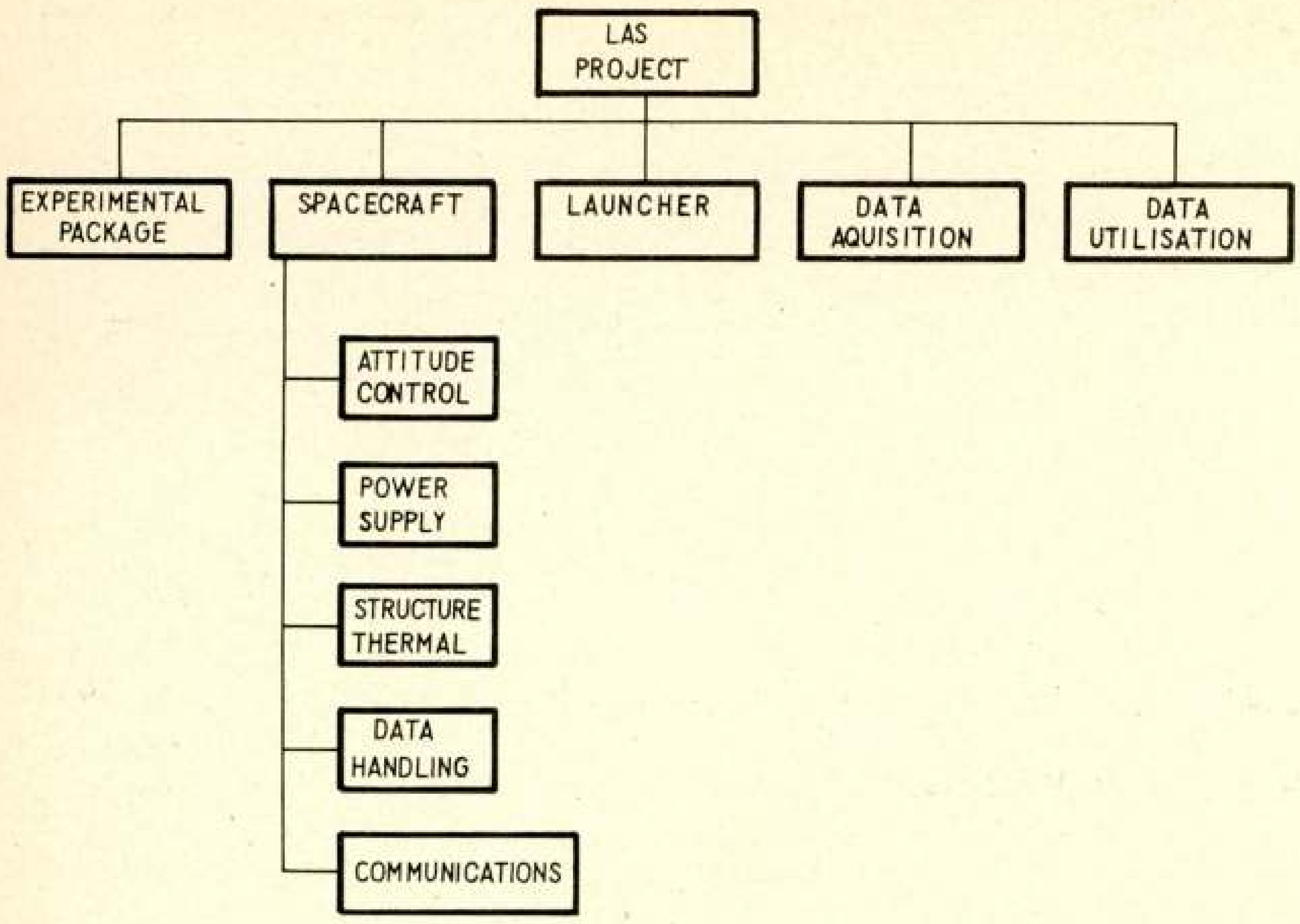


Fig. 1. Overzicht van het LAS-project.

van een fractie van een ångström. Om nu het volledige spectrum te meten, is het nodig het geheel van fotomultiplicatoren langs de cirkel te laten bewegen, zodat achtereenvolgens elke multiplicator opeenvolgende golflengte-intervallen kan aftasten.

Elke fotomultiplicator is via een versterker verbonden met een digitale teller, die de intensiteit van een golflengte-interval aangeeft en waarvan de inhoud maximaal ongeveer 4000 maal per ster wordt uitgelezen. De inhoud van deze 21 tellers wordt periodiek gebracht naar een buffergeheugen in het informatieverwerkende systeem van het ruimtevoertuig. Voor het juist instellen van het instrument voor de aanvang van een serie metingen zijn een aantal commando's nodig, die door het informatieverwerkende systeem aan het instrument worden gegeven.

2.2 *Ruimtevoertuig*

Wat meer in detail zal worden ingegaan op het informatieverwerkende systeem en het communicatiesysteem in de paragrafen 3 en 5. Hier volgen nu enige bijzonderheden betreffende het standsregelingssysteem, de energievoorziening en de constructie van het ruimtevoertuig.

De standsbewegingen die de satelliet moet uitvoeren zijn het eenvoudigste duidelijk te maken met behulp van fig. 2. Een voorbeeld van de verschillende standsposities, die de satelliet kan innemen gedurende een omwenteling rond de aarde, zijn hierin aangegeven. Links in fig. 2 is aangegeven dat de telescoop gericht is op ster nummer 1. Wanneer de metingen aan deze ster voltooid zijn, wordt de telescoop gedraaid (slewing) en gericht op ster nummer 2. Er volgt nu een periode waarin de metingen aan ster 2 worden uitgevoerd. Rechts bovenaan is de observatie van ster 2 voltooid, zodat de telescoop weer op een andere ster gericht kan worden.

Voor de technische realisering van deze bewegingen is allereerst nodig, dat de satelliet zijn stand in de ruimte weet te bepalen. Dit gebeurt met behulp van sterresensors, die voorzien zijn van kleine telescopen en die gericht worden op bekende, heldere sterren. Een sterresensor is een optisch instrument, dat

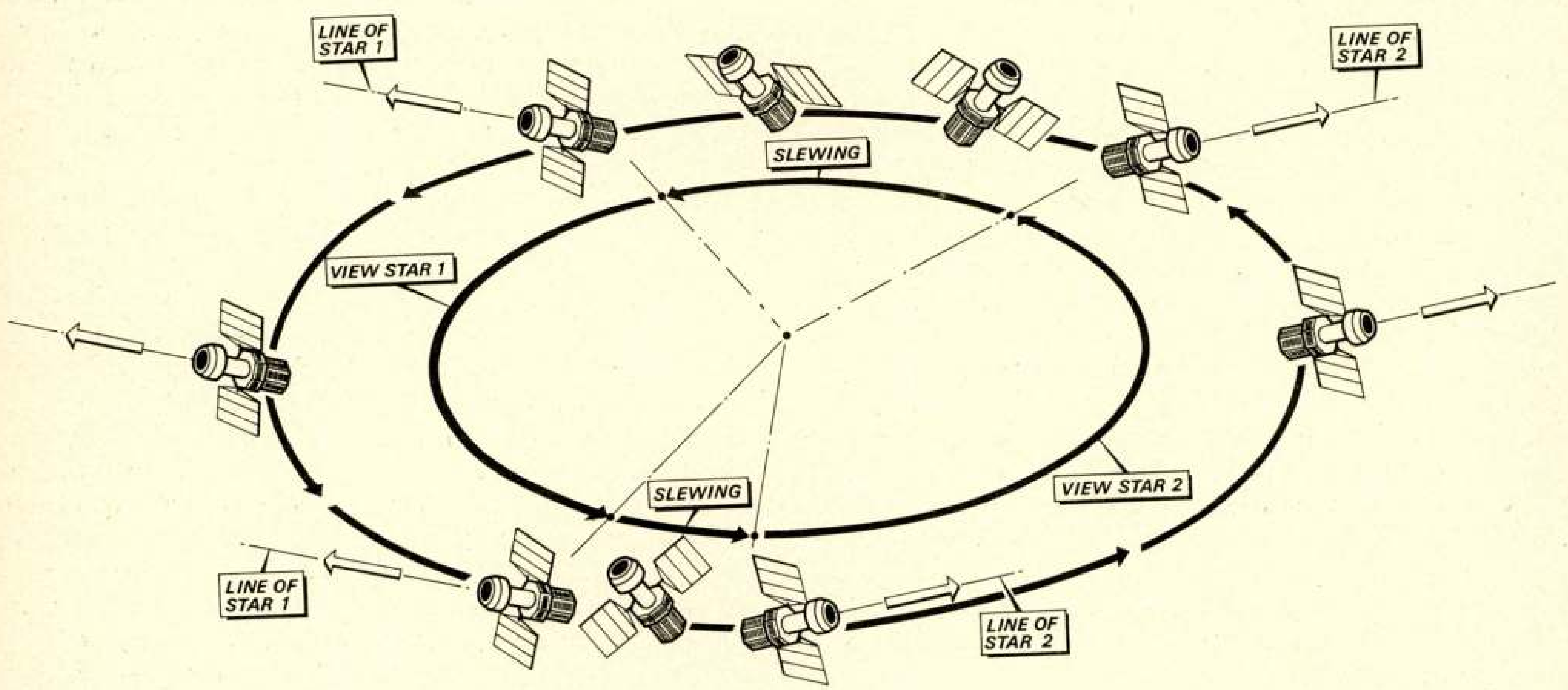


Fig. 2. Verschillende standsposities van de satelliet gedurende een omwenteling rond de aarde.

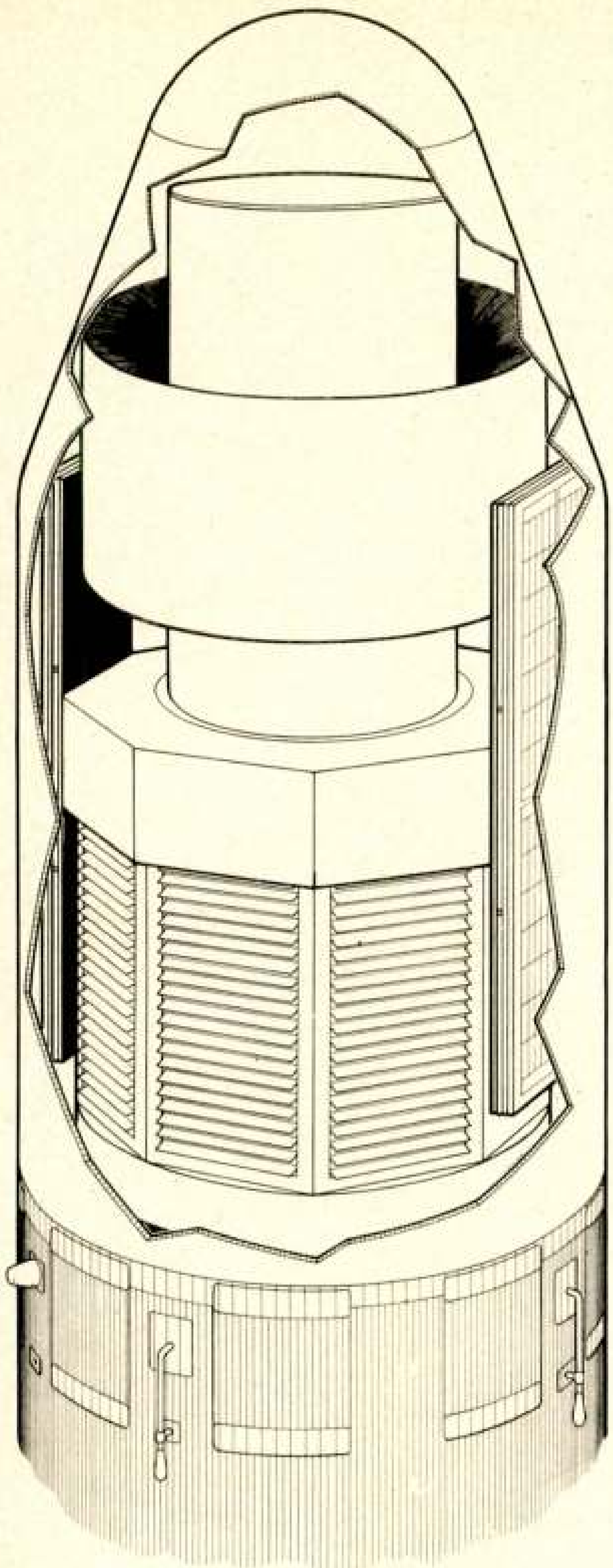


Fig. 3. LAS gereed voor het lanceren.

de afwijking in twee coördinaten aangeeft tussen de richting van de ster in beeld en de optische as van de telescoop van de sterresensor. De standsbewegingen worden teweeggebracht door het versnellen of vertragen van drie traagheidswielen, die zijn opgesteld langs de drie hoofdassen van de satelliet.

Om de storende krachten, die van buitenaf op de satelliet werken te compenseren is het, tijdens het nauwkeurig gericht zijn op de te onderzoeken ster, nodig de traagheidswielen in geringe mate te versnellen of te vertragen. De regelingssystemen, die zorgen voor dit nauwkeurig gericht blijven tijdens de observatie, hebben als ingangssignalen de standsfouten, aangegeven door de grote telescoop en één sterresensor.

De signalen van de verschillende sensors worden door het rekentuig gebruikt voor de bepaling van de ingangsspanningen die aan de traagheidswielen en andere elementen moeten worden gegeven. De berekeningen bevatten onder meer coördinatentransformaties.

Het hierboven beschreven regelingssysteem houdt de satelliet met een nauwkeurigheid van ongeveer 1 arc.min op een ster gericht. Een tweede regelingssysteem (hier niet besproken) zorgt ervoor dat de ster optisch met 0,1 arc.sec wordt vastgehouden.

De benodigde energie wordt geleverd door zonnecellen, die gemonteerd zijn op panelen. Twee Ni-Cd batterijen, waarvan één als reserve, dienen voor de energievoorziening wanneer de satelliet in het duister is.

Fig. 3 geeft een beeld van de satelliet met opgevouwen zonnepanelen en beschermd door de neuskap van de raket, gereed voor de lancering. Onderaan in deze figuur is de derde trap van de ELDO-raket getekend en daarboven de satelliet met zijn telescoop. Twee telemetrie-antennes van de raket zijn zichtbaar op de figuur. De satelliet heeft een totale hoogte van 4 m, een diameter van 1,7 m en het gewicht zal een kleine 800 kg bedragen. Sommige delen van de constructie moeten zeer stijf zijn om te voorkomen dat de aan boord uit de gegevens van de sterresensors berekende richting van de hoofdtelescoop meer dan 1 arc.min afwijkt van de werkelijke richting.

2.3 *Lanceerraket*

De satelliet zal worden gelanceerd met een ELDO-raket vanaf Frans-Guyana in Zuid-Amerika en worden gebracht in een cirkelvormige, pseudo-equatoriale baan met een hoogte van 650-700 km. Een equatoriale baan heeft het voordeel, dat bij het lanceren gebruik kan worden gemaakt van de draaiing van de aarde, waardoor het mogelijk is met dezelfde raket een groter gewicht in een equatoriale baan te brengen dan in een polaire baan. De omlooptijd van de satelliet zal ongeveer 100 minuten bedragen.

2.4 *Informatieverwerving* (data acquisition)

Hiermede wordt in feite bedoeld het complex van grondstations en het controlecentrum. De huidige ESRO-grondstations zijn uitgerust met telemetrie-antennes en -ontvangers voor 136-138 MHz en met telecommando-zenders voor 148-150 MHz. Voor de LAS zal een nieuw grondstation in de buurt van de equator nodig zijn. Een geschikte plaats hiervoor is Frans-Guyana, waar tevens de lancering van de satelliet zal gebeuren. Vanuit Frans-Guyana is het mogelijk contact te hebben met het ruimtevoertuig bij elke omwenteling van de satelliet rond de aarde en wel voor een tijdsduur van tenminste 7 minuten. Het is zeer wenselijk dit nieuwe station, behalve met de bovengenoemde telemetrie- en telecommando-apparatuur, uit te rusten met een 1500 of 1700 MHz telemetrie-ontvangstinstallatie.

2.5 *Computerprogrammering en informatieverwerking op de grond*

Dit ruimtevoertuig vereist een grote hoeveelheid computerwerk op de grond, zowel gedurende de ontwikkeling van de satelliet als gedurende de operationele fase van het project.

Tot enige van de belangrijkste programma's behoren: de sterrenobservatie-programma's, simulatie-programma's van het standsregelingssysteem en van het thermische en elektrische gedrag van de satelliet en programma's voor het volledig testen van de satelliet.

3. Informatieverwerking in het ruimtevoertuig

3.1 *Inleiding*

Voor het informatieverwerkende systeem was er een keuze uit twee principiële mogelijkheden, nl. een gedecentraliseerd systeem met informatieverwerking in elk van de afzonderlijke subsystemen of een gecentraliseerd systeem, dat elk van de subsystemen achtereenvolgens bedient. Een gedecentraliseerd systeem heeft het voordeel van een belangrijke besparing van componenten en verschaft bovendien een grote flexibiliteit. Dit systeem is hieronder dan ook beschreven.

Het rekentuig is van een type met variabele programmering, hoewel enkele programma's vast zijn aangebracht en dus niet veranderd kunnen worden. De centrale positie van het rekentuig t.o.v. de andere subsystemen komt duidelijk tot uiting in

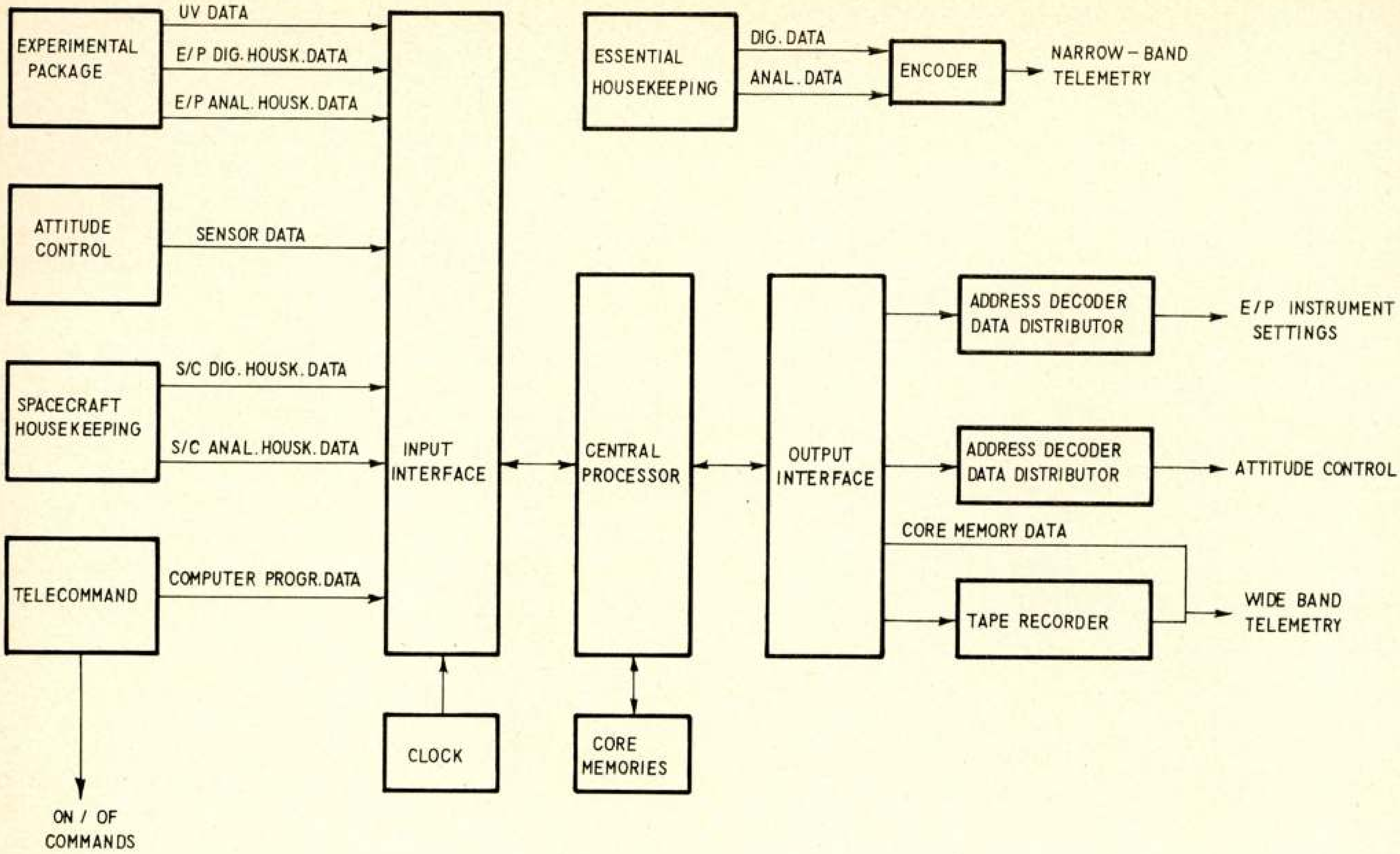


Fig. 4. Blokschema van het informatieverwerkende systeem.

fig. 4. Het informatieverwerkende systeem kan men verdelen in het eigenlijke rekentuig met zijn magnetisch kerntjesgeheugen, de ingangs- en uitgangsorganen en tenslotte de digitale en analoge apparatuur in elk der subsystemen voor het verzamelen en distribueren van de informatie.

3.2 *Verwerking van de wetenschappelijke informatie*

Zoals reeds besproken in paragraaf 2.1 wordt de UV-spectrum-informatie verzameld in een 21-tal digitale tellers in het 'experimental package'. Deze tellers worden na elkaar afgetast door een multiplexer en de informatie wordt gebracht naar het kerntjesgeheugen. Toegang tot het rekentuig voor de overdracht van de wetenschappelijke informatie naar het kerntjesgeheugen wordt verkregen door onderbreking van de berekeningen in het rekentuig.

De metingen aan de sterren worden gedurende de gehele orbit uitgevoerd met uitzondering van de perioden, die nodig zijn voor de standsveranderingen van het ruimtevoertuig. De hoeveelheid informatie, die per tijdseenheid over het UV-spectrum van een ster verzameld kan worden is echter nog weer afhankelijk van het type ster. De metingen aan zwakke sterren verlopen langzamer en vergen meer tijd dan aan die van heldere sterren. Aan de andere kant is het een vereiste van de telemetrie dat deze informatie met een vaste digitale snelheid naar de aarde wordt gezonden gedurende de tijd dat de satelliet in contact is met het grondstation. Door nu de UV-informatie tijdelijk op te bergen in een magnetisch kerntjesgeheugen als buffer en daarna over te brengen naar een bandopnemer, wordt het probleem van de conversie van de transmissiesnelheid opgelost. Het buffergeheugen wordt dan telkens wanneer het vol is uitgelezen met een vaste snelheid, die is aangepast aan de bandopnemer.

Een andere methode om deze conversie van de transmissiesnelheid te verwezenlijken zou het gebruik van een bandopnemer met verschillende opneemsnelheden zijn geweest. Dit laatste levert echter grote technische problemen op voor een satellietbandopnemer.

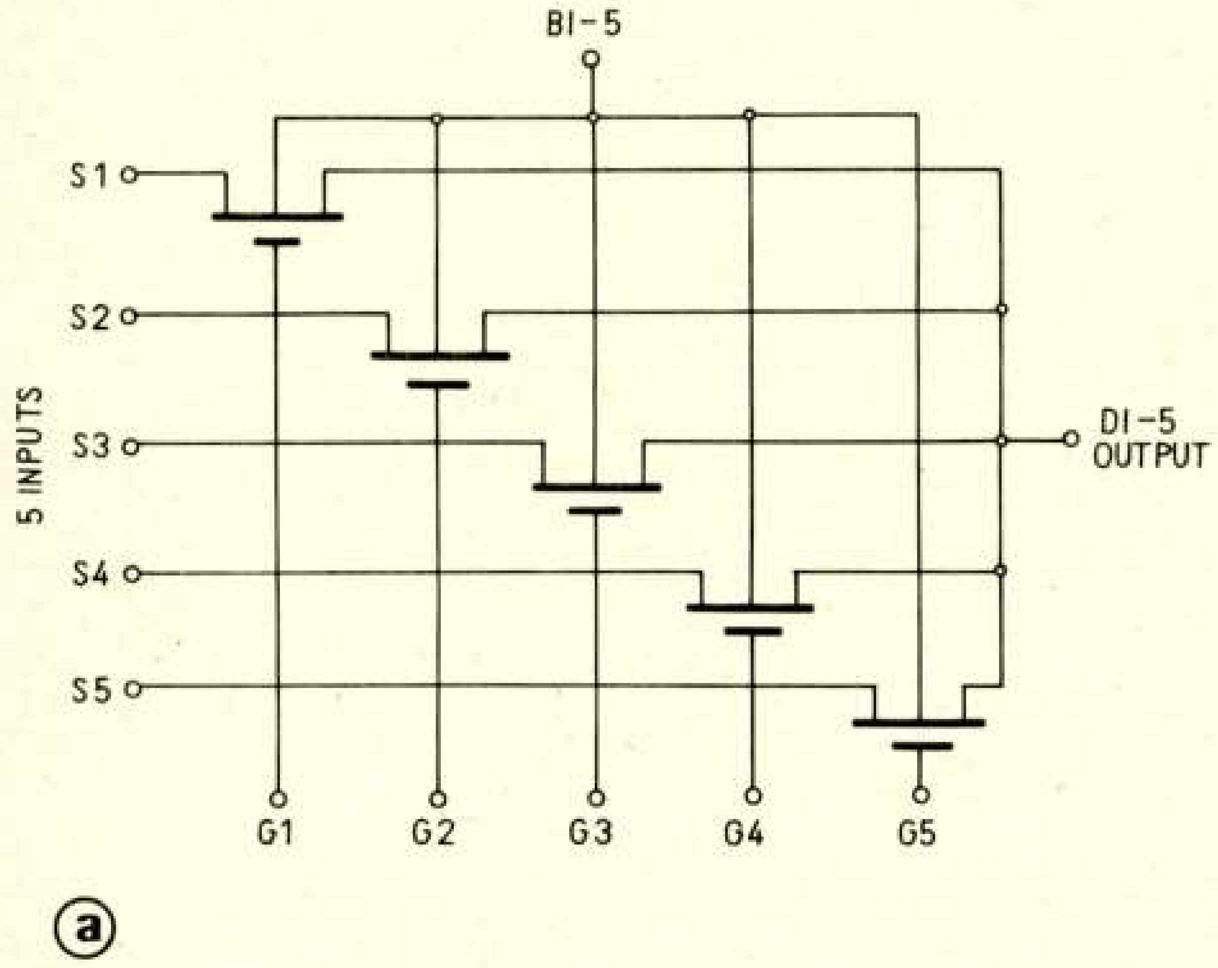
Een geheugen met een capaciteit van ruim een half miljoen bits is voldoende voor het opbergen van de informatie van metingen met een nauwkeurige spectrumresolutie aan de minder lichtsterke objecten. Het gebruik van een magnetisch kerntjesgeheugen met deze capaciteit heeft dus het voordeel dat, indien de bandopnemer met een capaciteit van 5 à 20 miljoen bits defect raakt, de metingen gedeeltelijk voortgezet kunnen worden.

3.3 *Verzamelen van de interne gegevens van de satelliet*

Gegevens over de toestand waarin de satelliet zich bevindt (housekeeping data) zoals de temperaturen van diverse punten en de spanningen van de energievoorziening, worden verzameld en naar het rekentuig gebracht om te worden opgeborgen in het kerntjesgeheugen. De aanwijzingen van een groot aantal van de sensors die digitale informatie afgeven, worden verzameld met behulp van een multiplexer, die is samengesteld uit digitale poortschakelingen. De aanwijzingen van sensors, die analoge informatie afgeven worden verzameld met behulp van een commutator, die een groot aantal elektronische schakelaars bevat. Zo'n commutator wordt gevolgd door een analoog-digitaalomzetter, die de analoge grootheden omzet in voor het rekentuig bruikbare digitale getallen.

De schakelaars van een commutator geven dus in geleidende toestand analoge spanningen door. In fig. 5a is een voorbeeld gegeven van vijf schakelaars met een gemeenschappelijke uitgang, uitgevoerd in MOS-FET techniek (metal oxide field effect

transistor). De schakelaars worden geopend en gesloten door een spanningsverandering op hun ingang G. De gehele schakeling van fig. 5a is ondergebracht in een 'flat pack' met afmetingen van $6{,}3 \times 3{,}1 \times 0{,}9$ mm^3. Deze schakelaars hebben in geblokkeerde toestand een zeer kleine lekstroom van minder dan 5×10^{-6} mA en een impedantie van ongeveer 500 Ω in de doorlaattoestand. Wanneer de uitgang van de schakelaars dus voldoende hoogohmig wordt gekozen, is een goede open-dicht verhouding te verkrijgen.



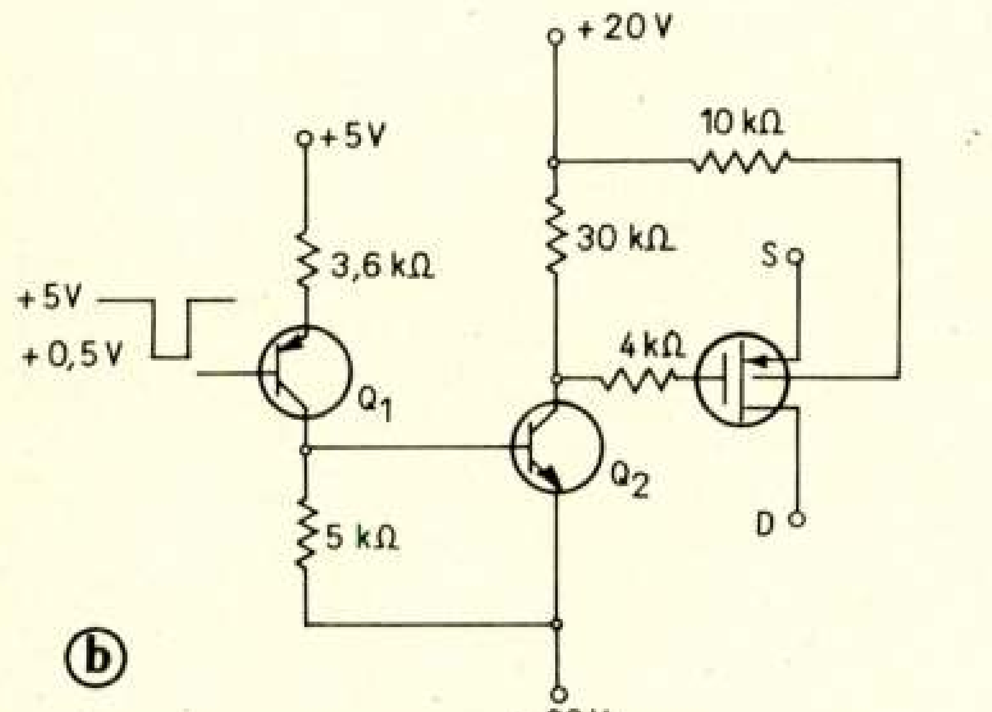


Fig. 5a. De commutator met 5 schakelaars.
Fig. 5b. Sturing voor commutatorschakelaar.

In fig. 5b is de besturing aangegeven van een MOS-FET schakelaar, die aan zijn ingang een spanning tussen plus en min 15 V kan accepteren. Het besturingscircuit heeft de belangrijke eigenschap geen vermogen te dissiperen, wanneer de MOS-FET in geblokkeerde toestand is.

De interne gegevens van de satelliet worden gelijktijdig met de wetenschappelijke informatie uit het kerntjesgeheugen naar de bandopnemer gebracht om vandaar via de telemetriezender naar de aarde te worden gezonden.

3.4 *Informatieverwerking voor het standsregelingssysteem*
Het rekentuig tast de uitgangsspanningen van de diverse sensors van het standsregelingssysteem zoals de zonnesensors en sterresensors, periodiek af. De berekeningen die het rekentuig met deze sensorgegevens verricht om de standsbepalende elementen, zoals de traagheidswielen, te besturen, zijn nog weer afhankelijk van de toestand waarin de satelliet verkeert. Tijdens het bewegen van de telescoop van de ene ster naar de andere, worden nl. andere bewerkingen uitgevoerd dan tijdens de observatie van een ster. Die bewerkingen omvatten onder meer een coördinatentransformatie.

3.5 *Telecommando's en computerprogramma's*
Het ruimtevoertuig ontvangt zijn gegevens van de grond via het telecommandosysteem. In deze gegevens kan men twee soorten informatie onderscheiden. De eerste soort informatie betreft commando's die ogenblikkelijk worden uitgevoerd, zoals het inschakelen van de hoofdzender van de satelliet. Deze commando's worden gedecodeerd en gedistribueerd buiten het rekentuig om. Het tweede type informatie betreft programma's die bestemd zijn voor het rekentuig en die in het kerntjesgeheugen worden opgeborgen. Deze programma's worden later in tijd uitgevoerd en bevatten o.a. gegevens om de telescoop te bewegen en het instrument de juiste instellingen te geven.

3.6 *'Real time' telecommunicatiesysteem*
Het zal duidelijk zijn, dat het informatieverwerkende systeem, dat het centrale subsysteem van de satelliet is, aan de hoogste eisen van betrouwbaarheid moet voldoen. De allerbeste componenten en een goed ontwerp zijn echter in dit geval nog een onvoldoende waarborg voor het verkrijgen van een computer die één jaar lang foutloos moet werken. Om de gewenste betrouwbaarheid te bereiken, is het nodig, het informatieverwerkende systeem te verdelen in een aantal eenheden en elke onvoldoend betrouwbare eenheid te voorzien van een reserve-eenheid, die bij een defect wordt ingeschakeld (stand-by redundancy, zie ook paragraaf 4.1). Om een correctie te verwezenlijken, moet het in de eerste plaats mogelijk zijn, de defecte eenheid op te sporen en in de tweede plaats de gewenste overschakeling te bewerkstelligen. Onder andere om te kunnen vaststellen, welke eenheid defect is, is een tweede telemetriesysteem aangebracht dat onafhankelijk van het rekentuig werkt. Dit tweede telemetriesysteem, aangegeven als de 'narrow-band' telemetrie in fig. 4, is zeer eenvoudig gehouden en zendt alleen de essentiële interne informatie naar de aarde. Het overschakelen van een defecte eenheid naar een reserve-eenheid kan gebeuren met telecommando's, die worden uitgevoerd buiten het rekentuig om.

3.7 *Het kerntjesgeheugen*
Het kerntjesgeheugen zal worden samengesteld uit 3 à 4 eenheden met elk 8192 adressen, of uit 6 à 8 eenheden met elk 4096 adressen. Ieder adres bevat twee computerwoorden van elk 13 à 16 bits. Voor het opbergen van de programma's en de berekende tussenresultaten is een werkgeheugen van ongeveer 8000 woorden echter reeds voldoende. Het kerntjesgeheugen is voornamelijk groter gekozen om de UV-spectruminformatie hierin tijdelijk te kunnen opbergen voordat deze naar de bandopnemer wordt overgebracht. Indien echter het normale werkgeheugen defect mocht raken, wordt één van de andere geheugeneenheden als werkgeheugen ingeschakeld om het rekentuig zijn werk te laten continueren.

3.8 *Het rekentuig*
Het rekentuig werkt met programma's die door ingangssignalen kunnen worden onderbroken. Soms kan een ingang direct toegang tot het rekentuig verkrijgen, zoals in het geval van het overbrengen van de UV-spectruminformatie naar het kerntjesgeheugen. Soms gebeurt dit echter indirect via een klokinterruptie waarna het rekentuig zijn programma raadpleegt om de be-

treffende ingang of uitgang te vinden die moet worden geactiveerd.

Het rekentuig is van het enkelvoudige adrestype. Uit een oogpunt van betrouwbaarheid is het van belang het rekentuig zo eenvoudig en het aantal flip-flop registers zo klein mogelijk te houden. Dit kan gebeuren door het aantal basisbewerkingen in het rekenorgaan te beperken tot optellen, aftrekken en enkele logische bewerkingen. De meer gecompliceerde bewerkingen, zoals het vermenigvuldigen en delen, worden dan verkregen door programmering. Deze gedachtengang resulteert dus in minder logische schakelelementen, maar vereist een grotere geheugencapaciteit en geeft een verlaging van de rekensnelheid. De rekensnelheid vormt geen probleem voor het rekentuig aangezien de informatieverwerking langzaam kan zijn, gemeten met moderne maatstaven. Uit hetgeen reeds werd behandeld, blijkt, dat de geheugencapaciteit evenmin een probleem vormt. Een ander algemeen bezwaar is de moeilijkere programmering, hetgeen echter in dit geval volkomen ondergeschikt is.

4. Betrouwbaarheid

4.1 *Betrouwbaarheid in het algemeen*

Onderdelen en systemen moeten zeer betrouwbaar werken om toegepast te kunnen worden bij de ruimtevaart. De betrouwbaarheid is gedefinieerd als de kans dat een eenheid goed blijft werken. Bij het berekenen van de betrouwbaarheid van een systeem wordt uitgegaan van de betrouwbaarheden van zijn onderdelen. De betrouwbaarheid van een elektronisch systeem vertoont in het algemeen een exponentieel dalende functie in afhankelijkheid van de tijd

$$R = \exp(-\lambda t)$$

waarin $1/\lambda$ de gemiddelde levensduur voorstelt.

Wanneer bij het defect raken van één der onderdelen in een systeem, dit ophoudt te werken, geldt:

λ van het systeem = som der λ's van alle onderdelen.

Wanneer dus de λ's van de onderdelen bekend zijn is het zeer eenvoudig om de betrouwbaarheid van een systeem te berekenen. Een probleem is het hierbij dat vanwege mogelijk optredende afwijkingen in het produktieproces niet altijd voldoende kan worden vertrouwd op de door de fabrikant vermelde gemiddelde levensduur. De resultaten van de berekeningsmethode mogen daarom niet te absoluut worden geïnterpreteerd.

Wanneer zelfs de beste componenten niet de garantie geven dat een systeem voldoende betrouwbaar zal werken, wordt het nodig te dupliceren. Een systeem in een ruimtevoertuig wordt hiertoe veelal in enige delen gesplitst en de onvoldoend betrouwbare delen voorzien van 'stand-by redundancy'.

Om vermogen te besparen wordt hierbij de reserve-eenheid pas ingeschakeld, wanneer de eerstwerkende eenheid defect raakt. De gezamenlijke betrouwbaarheid van een eenheid en zijn reserve is gelijk aan $\exp(-\lambda t)(1+\lambda t)$, waarbij $1/\lambda$ de gemiddelde levensduur van een enkele eenheid is en de onbetrouwbaarheid van het overschakelen buiten beschouwing wordt gelaten.

4.2 *Betrouwbaarheid van het rekentuig met zijn kerntjesgeheugen en in- en uitgangsorgaan*

In fig. 6a is de basisconfiguratie gegeven van het rekentuig met zijn kerntjesgeheugen en in- en uitgangsorgaan. De capaciteit van het totale kerntjesgeheugen is zes à acht maal zo groot als nodig is voor het rekentuig. De kans dat gedurende één jaar voldoende geheugencapaciteit voor het rekentuig beschikbaar blijft is daarom 99,9%. In het geval, dat weinig of geen kerntjesgeheugencapaciteit voor het opbergen van de wetenschappelijke informatie overblijft, wordt deze informatie direct naar de bandopnemer gebracht, hoewel dit enige nadelen heeft.

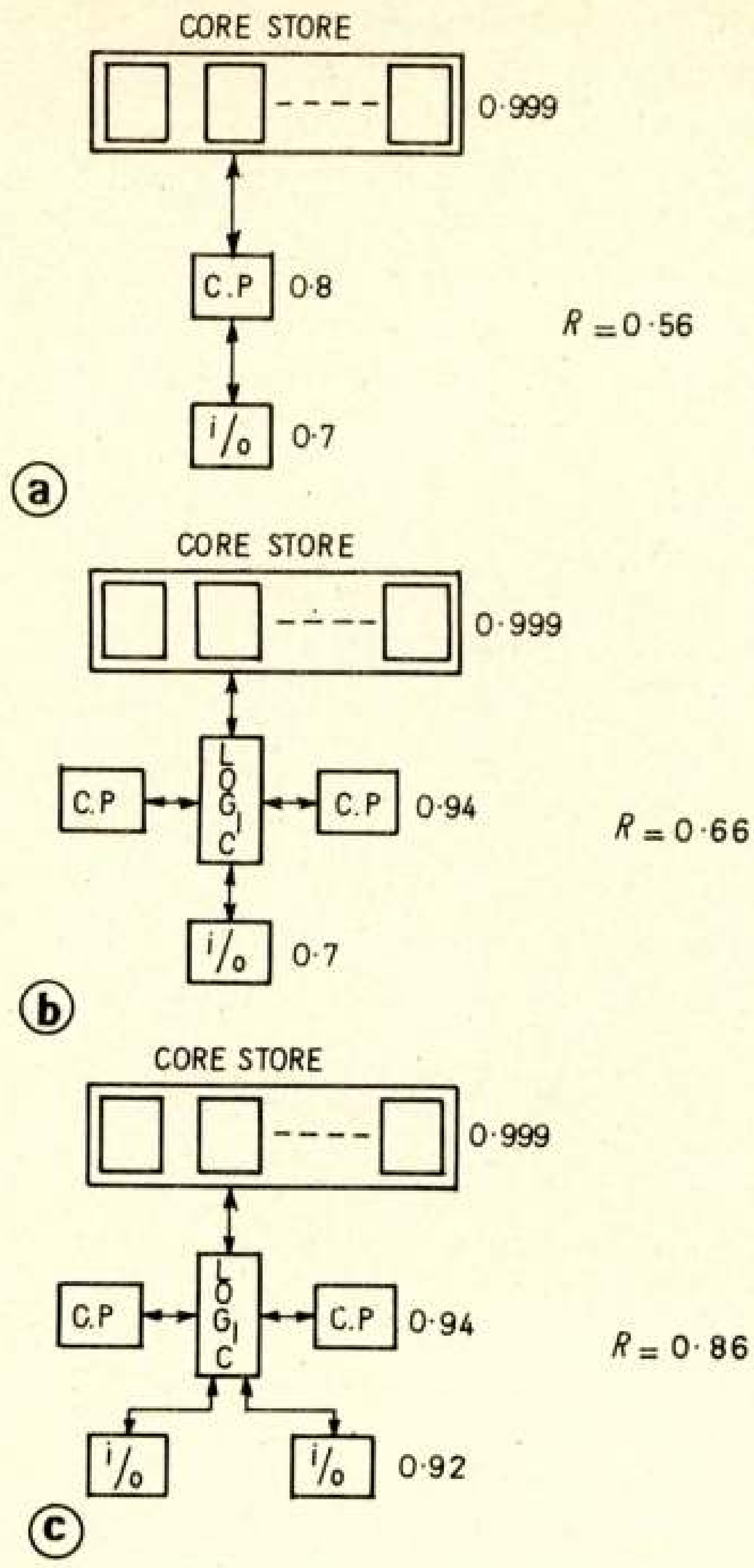


Fig. 6a. Basisconfiguratie van het rekentuig.

Fig. 6b. Rekentuig met gedupliceerd rekenorgaan.

Fig. 6c. Rekentuig met gedupliceerd reken-, in- en uitgangsorgaan.

De betrouwbaarheid van het rekenorgaan en zijn besturing is berekend ongeveer 80% te zijn en van het in- en uitgangsorgaan 70%, waarbij beide verondersteld zijn één jaar te werken. De betrouwbaarheid van de basisconfiguratie als geheel bedraagt 56%. De betrouwbaarheid van het systeem in fig. 6b met gedupliceerd rekenorgaan en besturing bedraagt 66%. Het verlies aan betrouwbaarheid, geïntroduceerd door het overschakelen, is hierin verdisconteerd. In fig. 6c zijn zowel het rekenorgaan als het in- en uitgangsorgaan gedupliceerd. In vergelijking met de basisconfiguratie heeft het systeem van fig. 6c ongeveer 10 kg of 25% meer gewicht en verbruikt het 2 watts of 5% meer vermogen.

Voor de logische schakelelementen zullen hoofdzakelijk geïntegreerde circuits worden gebruikt van een type met laag vermogen, ontwikkeld voor de ruimtevaart.

5. Telecommunicatie

5.1 *Overzicht*

Het blokdiagram van het telecommunicatiesysteem van het ruimtevoertuig is gegeven in fig. 7. De informatie, afkomstig van de bandopnemer en het kerntjesgeheugen, wordt naar de aarde gezonden in een binair gecodeerde vorm met een snelheid gelegen tussen de 30 000 en 100 000 bits per seconde. Deze transmissiesnelheid vereist een zendfrequentie-bandbreedte van on-

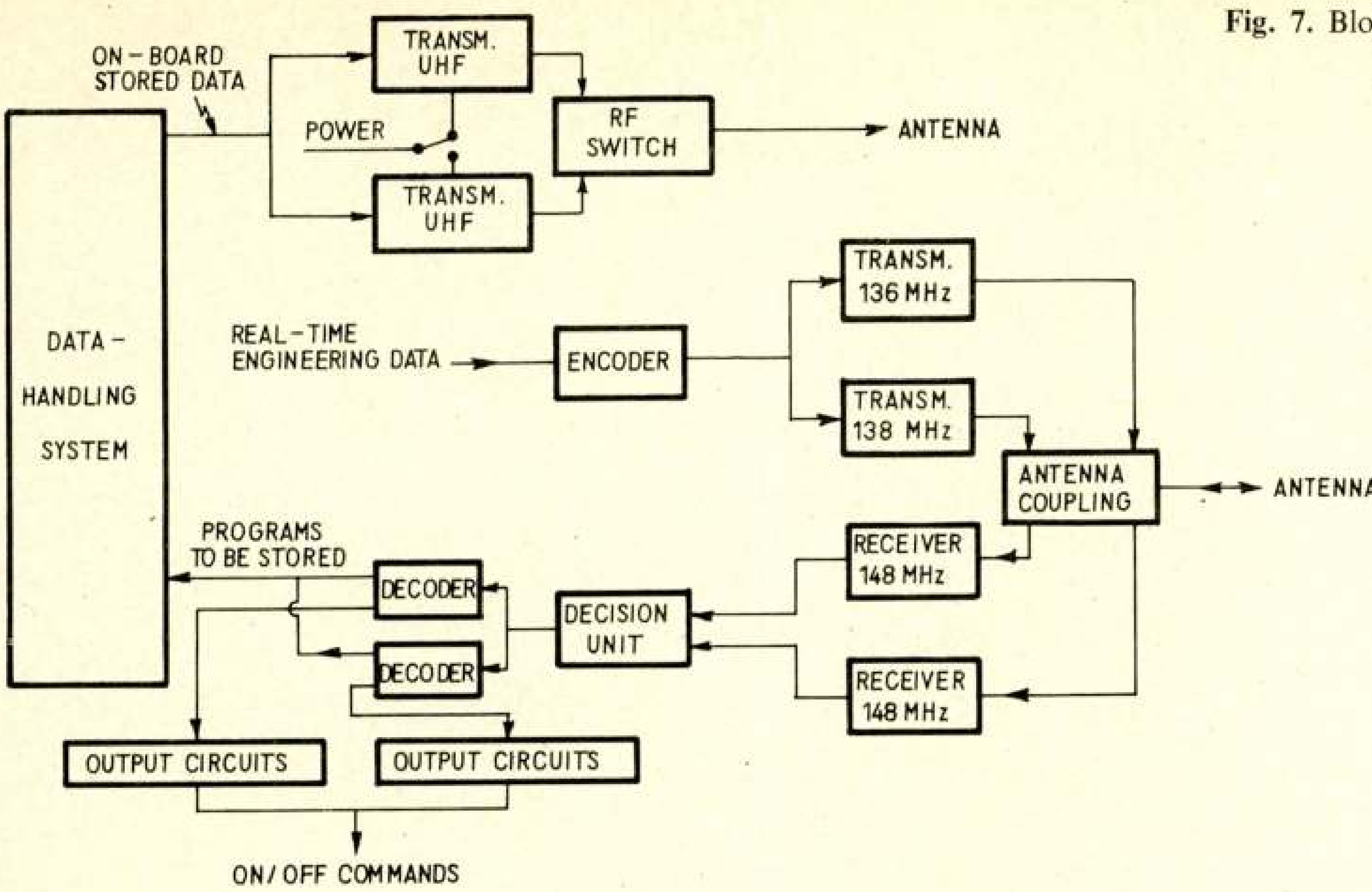


Fig. 7. Blokschema van het communicatiesysteem.

geveer 90 000 Hz tot 300 000 Hz. Aangezien de telemetrieband van 136-138 MHz reeds overvol is, is het zeer wenselijk voor een signaalspectrum van 300 kHz een andere zendfrequentie te kiezen.

Geschikte en door de CCIR voor dit doel toegewezen zendfrequenties liggen tussen de 1535-1540 MHz en de 1700-1710 MHz. Het gebruik van deze frequenties heeft verder het belangrijke voordeel van een veel geringere hemelruis in vergelijking met de 136-138 MHz. Een nadeel van deze hogere frequenties is evenwel, dat de 'solid state' realisatie van een zender met een uitgangsvermogen van enige watts nog maar kortgeleden mogelijk is geworden en voorlopig met een aanzienlijk lager zendrendement dan bij 137 MHz. Met het oog op de betrouwbaarheid is deze U.H.F.-zender in fig. 7 gedupliceerd uitgevoerd.

Het telemetriesysteem dat de essentiële informatie over de toestand van de satelliet verzamelt en deze continu naar de aarde zendt, werkt in de frequentieband van 136-138 MHz. De transmissiesnelheid hiervan ligt tussen de 600 en 1200 bits per seconde. Met het oog op de betrouwbaarheid zijn weer twee zenders aangebracht, die nu echter beide continu werken. Dit is mogelijk, aangezien elk der zenders slechts een uitgangsvermogen van enige honderden milliwatts behoeft te leveren en het gelijktijdig werken van beide zenders daarom niet bezwaarlijk is voor het vermogensverbruik in de satelliet. De beide zenders hebben verschillende draaggolffrequenties om de koppeling met de antenne te vereenvoudigen.

Het telecommandosysteem werkt op een golflengte van 148-150 MHz. Om de betrouwbaarheid te vergroten, zijn twee continu werkende ontvangers aanwezig. De uitgangssignalen van beide ontvangers worden na detectie samengevoegd, waarbij ervoor wordt gezorgd, dat het uitgangssignaal van een ontvanger met een slechte signaal/ruis-verhouding wordt onderdrukt. De bit-regenerator en decommutator (tezamen decoder genoemd), alsmede de uitgangscircuits naar de te activeren organen, zijn eveneens in tweevoud uitgevoerd. De informatie, bestemd voor het rekentuig, wordt als zodanig in de 'decoder' herkend en dan zonder meer naar het rekentuig gebracht.

5.2 *De* 137 MHz-*zender*

Het blokschema van de 137 MHz-zender is gegeven in fig. 8. De kristal-oscillator, die gevolgd wordt door een scheidingsversterker, werkt op een frequentie van bijv. 68,5 MHz. Deze 68,5 MHz wordt in fase gemoduleerd door een binair gecodeerd signaal. Na fasemodulatie heeft een frequentievermenigvuldiging met een factor twee plaats. Om het uitgangsvermogen constant te houden, is er een tegenkoppeling aangebracht van de uitgang van de zender naar een versterkingselement achter de fasemodulator.

Het modulerende signaal kan nog op verschillende manieren gecodeerd zijn. Eén mogelijkheid is het gebruik van de normale binaire code, in dit geval wel NRZ (non return to zero) code genoemd, omdat de amplitude van het signaal constant blijft voor de duur van een bit (zie fig. 9a). In dezelfde figuur is de vermogensdichtheid van het lijnenspectrum van deze signaalcode uitgezet als functie van B/N, waarbij B de bandbreedte en N het aantal bits per seconde voorstelt.

Een tweede mogelijkheid vormt het gebruik van de zogenaamde 'splitphase' code, die met het bijbehorende signaalspectrum samen is afgebeeld in fig. 9b. Bij deze code wordt de '1' aangegeven door een positief signaal, gevolgd door een negatief signaal en een '0' door een negatief signaal, gevolgd door een positief signaal.

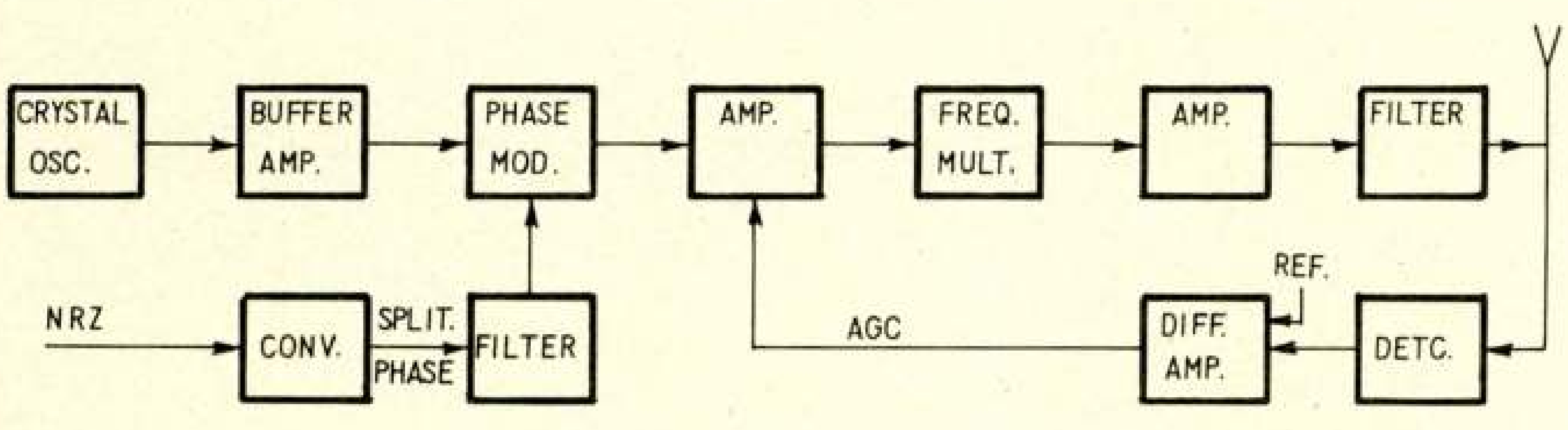


Fig. 8. 137 MHz-zender.

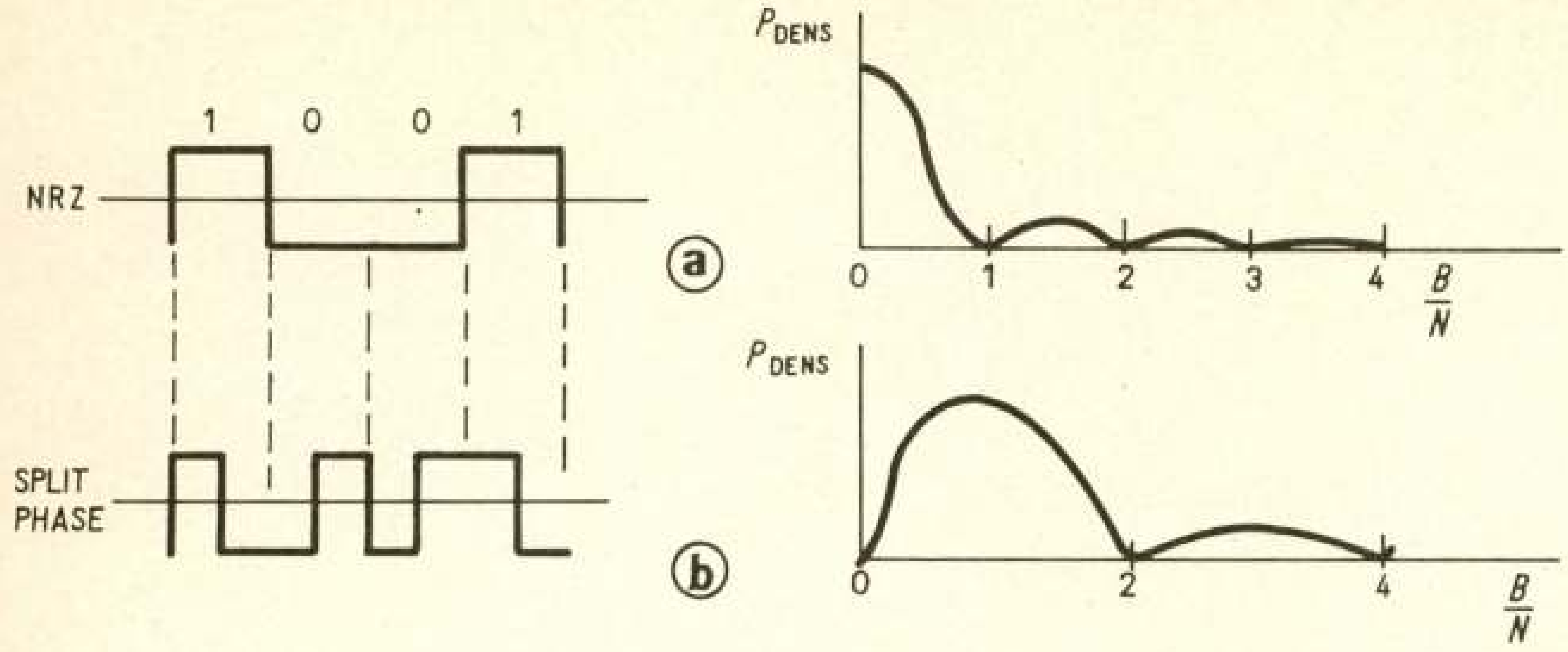


Fig. 9a. NRZ code en spectrum.

Fig. 9b. 'Split-phase' code en spectrum.

De split-phase code heeft t.o.v. de NRZ code het voordeel dat gedurende elke bit een amplitude-overgang plaatsvindt, hetgeen de bit-synchronisatie aan de ontvangkant op aarde ten goede komt. Verder vertoont het spectrum van de split-phase code een waarde nul voor de frequentie nul. Dit betekent dat na fasemodulatie het gebied direct rond de draaggolf vrij is van signaalcomponenten. Dit maakt het op zijn beurt mogelijk de draaggolf van zo'n gemoduleerde zender te gebruiken als baken voor de plaatsbepaling van de satelliet door het 'tracking'-systeem.

In de praktijk wordt de split-phase code daarom veelal geprefereerd boven de NRZ code. Een nadeel van de split-phase code t.o.v. de NRZ code is evenwel de grotere bandbreedte die vereist is.

Stervolgsysteem voor een ultravioletspectrometer [1])

door ir. A. Hammerschlag, Technisch Physische Dienst TNO-TH, Delft

Summary: *Star Tracker for an Ultraviolet Spectrometer.*
A description is given of work sponsored by the Space-Research Laboratory of the University of Utrecht on a high-resolution star-spectrometer which is scheduled to fly in 1971 on board of ESRO'S satellite TD-1. This experiment scans three 100 Å wide regions of the ultravioletspectrum with 1 Å resolution. It is expected to collect data from 200 to 300 light stars during the lifetime of the satellite.

The pointing requirements of the experiment are derived from the scientific aims and the properties of the attitude control of the spacecraft. It is concluded a two-axis startrackingsystem is needed in the experiment with freedom of movement of 16 and 1 degree around the two-axes and pointing accuracies of $\pm$ 1' and $\pm$ 1.2" respectively.

It has been attempted to base the development of each subsystem of this experiment on a fairly simple theoretical model and to engineer the hardware in such a way that the validity of the model is insured. This design philosophy is exemplified by an account of the chain of decisions taken in the development of the tracking system around the accurate axis. This system is based on a second order model of a single moving body. Actuating and sensing elements were coupled directly to this body, and a special spring hinge was developed in order to realise the model.

Choice of system parameters is governed by the disturbing inputs notably satellite movements and noise from the stardetector. For the latter a system featuring a vibrating chopper was chosen in which the light and dark periods of the detector are balanced. Some results of research into the noise properties of this design are indicated.

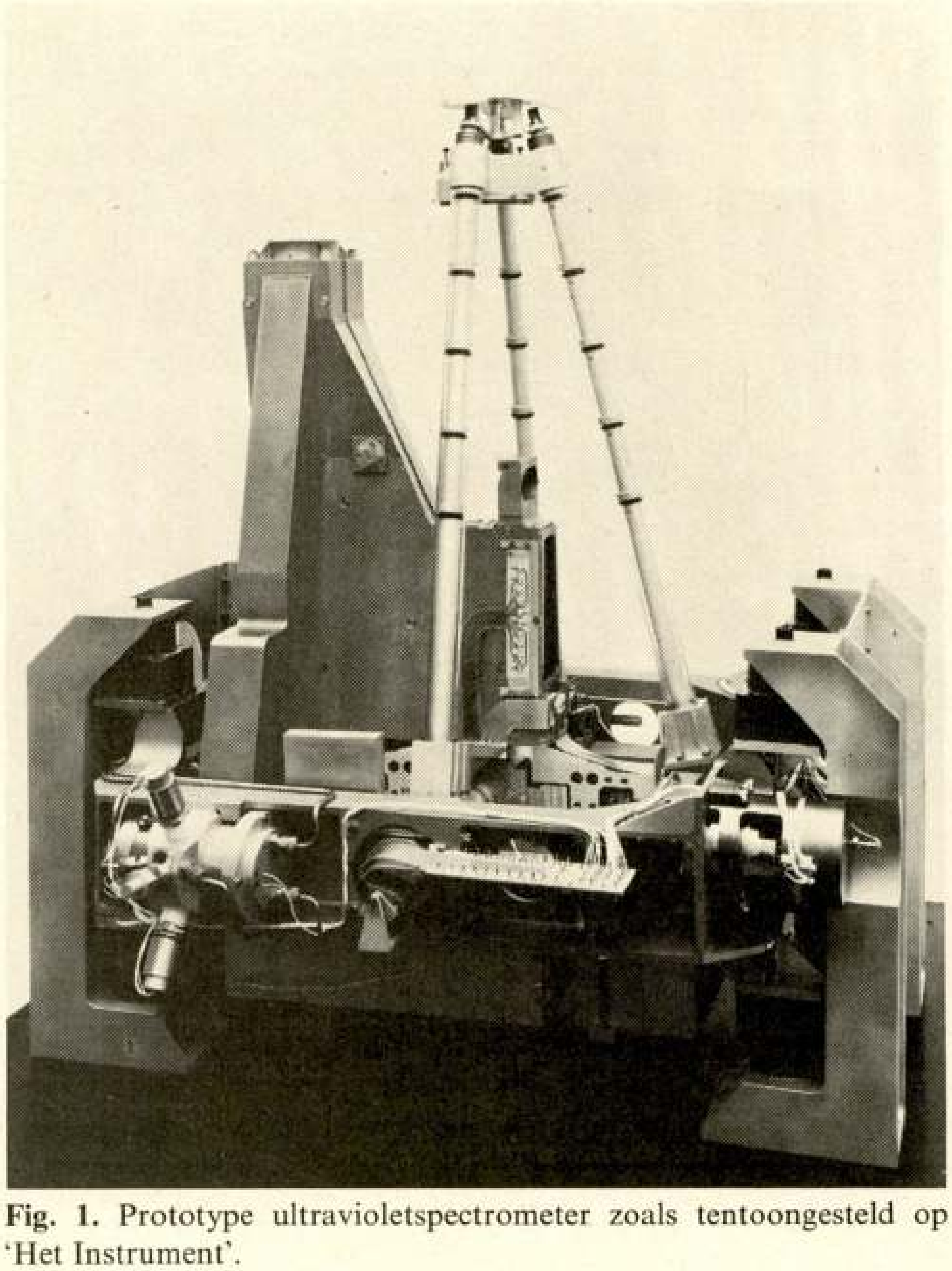


Fig. 1. Prototype ultravioletspectrometer zoals tentoongesteld op 'Het Instrument'.

[1]) Voordracht in het kader van de tentoonstelling 'Het Instrument' gehouden voor het Nederlands Elektronica- en Radiogenootschap op 13 oktober 1967 te Utrecht.

Manuscript ontvangen op 21 december 1967.

1. Inleiding

De spectrometer (zie fig. 1) waarvan in de titel wordt gesproken betreft een satelliet-experiment van het Laboratorium voor Ruimteonderzoek in Utrecht en is bestemd voor plaatsing in de ESRO-satelliet TD-1 waarvan wij hopen dat de lancering in 1971 zal plaatsvinden. De ontwikkeling van dit experiment die nu reeds 3 jaar op gang is, geschiedt door de Technisch Physische Dienst TNO-TH in opdracht van, en in samenwerking met, Laboratorium voornoemd. De taakverdeling is aldus, dat de TPD het zgn. 'Mechanische' deel ontwikkelt, dat bestaat uit de structuur, de optiek en de servosystemen, terwijl de opdrachtgever het 'Elektronische' deel verzorgt, dat de systemen voor meting van de lichtintensiteit, en voor telemetrie, programmering, bestudering en commandering omvat. Laatstgenoemde is tevens verantwoordelijk voor de keuze van de elektronische componenten. Overigens omvat het elektronische deel nog belangrijke stukken mechanische constructie, zoals ook omgekeerd het 'mechanische' deel een flink stuk elektronische problematiek inhoudt, speciaal wat betreft de servosystemen die het eigenlijke onderwerp van deze publikatie zullen zijn. De auteur moet u bij voorbaat zijn verontschuldigingen aanbieden dat hij u, als lezers van een elektronica- en telecommunicatieorgaan, een problematiek zal voorzetten, die ondanks elektronische details in zijn fundament toch mechanisch is, althans door hem vanuit de mechanische gezichtshoek zal worden benaderd.

2. De algemene opzet van het experiment en de eisen voor het stervolgsysteem

De TD-1 satelliet zal een nagenoeg cirkelvormige baan krijgen op 500 km hoogte. Het is de bedoeling dat dit een zgn. zonsynchrone baan zal worden. Dit wil zeggen dat het baanvlak een precessie om de aardas zal krijgen gelijk aan de omloopsnelheid van de aarde om de zon. De snijlijn van het baanvlak met het vlak van de ecliptica blijft dus het gehele jaar door ongeveer dezelfde hoek maken met de verbindingslijn aarde-zon; deze hoek is een rechte hoek. In deze baanconfiguratie verblijft de satelliet het grootste deel van zijn levensduur in het zonlicht. Hiervan maakt men gebruik om de satelliet met één as voortdurend op de zon gericht te houden, waarvoor een eenvoudige zonnesensor een nauwkeurige referentie kan leveren. (Gedurende een klein deel van het jaar duikt de satelliet bij iedere omloop voor korte tijd in de aardschaduw. Deze eclipstijden, waarin de referentie wegvalt, worden met behulp van gyroscopen overbrugd.) De satelliet zelf laat men nu bovendien roteren om de zonwijzende as met een hoeksnelheid gelijk aan de baanomloopsnelheid van de satelliet om de aarde. Deze snelheid wordt uit een gyroscoop met grote precisie bestuurd en eens per omloop met behulp van horizonsensors gecorrigeerd voor de drift van de gyroscopen en verandering van baanparameters. Het gevolg is dat deze kunstmaan dus evenals de echte maan steeds dezelfde zijde naar de aarde keert. Een aan de tegenoverliggende zijde gelegen astronomisch waarnemingsinstrument tast met zijn gezichtsveld de hemel af langs grote cirkels gaande door de polen van de ecliptica. Deze precesseren met één omwenteling per jaar zodat in een half jaar de hele hemel is afgezocht. U zult zich kunnen voorstellen dat dit voor bepaalde astronomische onderzoekingen een ideale situering is. Hiervan wordt bij een aantal experimenten, waaronder ook het onderhavige, dankbaar gebruik gemaakt.

De bedoeling van het experiment is, van de 200 à 300 helderste sterren een drietal gebiedjes in het ultraviolette deel van het spectrum dat niet door de aardatmosfeer dringt, met hoge spectrale resolutie door te meten. Die gebiedjes zijn bijna 100 Å breed, terwijl de gevraagde resolutie 1 Å is. Vooralsnog zijn er geen beeldbuizen die geschikt zijn om onder ruimtevaartcondities in het UV het spectrum in zijn geheel simultaan op te nemen. Men moet dus gebruik maken van een uittreespleet die mechanisch door het spectrum wordt bewogen, dat dus punt voor punt wordt doorgemeten. De intensiteitsmeting geschiedt met fotomultiplicatoren waarvan voor dit doel geschikte en betrouwbare typen verkrijgbaar zijn. Voor 100 Å hebben wij met 1 Å resolutie dus minstens 100 meetpunten. Men kan echter aantonen dat nog duidelijke winst aan informatie wordt verkregen als opeenvolgende meetpunten elkaar voor de helft overlappen.

Wij verplaatsen daarom de 1 Å uittreespleten in stappen van 0,5 Å en hebben zodoende 200 meetpunten. Voor ieder punt is een integratietijd in de orde van 1 s nodig, om met een experiment van voor deze satelliet aanvaardbare grootte voldoende fotonen te verzamelen voor een redelijke statistische nauwkeurigheid. De werkelijke integratietijd is 1,2 s, in samenhang met een van de basisfrequenties van het telemetriesysteem van de satelliet. De totale observatietijd voor een ster is dus 240 s of 4 min. In deze tijd is de satelliet echter doorgedraaid over 16°. Uiteraard is het mogelijk om, door beperking van het aantal sterren of door kleinere spectrale gebiedjes te nemen, met een kortere meetduur uit te komen. Dit blijkt echter niet voldoende om de noodzaak het experiment beweegbaar in de satelliet op te hangen te vermijden.

Bekijken wij nu de benodigde richtnauwkeurigheid. Een telescoop-spectrometer-combinatie in zijn eenvoudigste vorm is voor te stellen als in fig. 2. De telescoop is geschematiseerd tot een objectieflens die over een bepaald oppervlak het licht opvangt. De grootte D hiervan houdt direct verband met de wetenschappelijke doelstelling van het apparaat. Door de telescoop wordt een reële tussenafbeelding gevormd die nodig is om met een diafragma de achtergrond- en strooilichtniveaus binnen de perken te houden. De spectrograaf vormt nogmaals een afbeelding van de ster, die nu echter spectraal gedispergeerd is

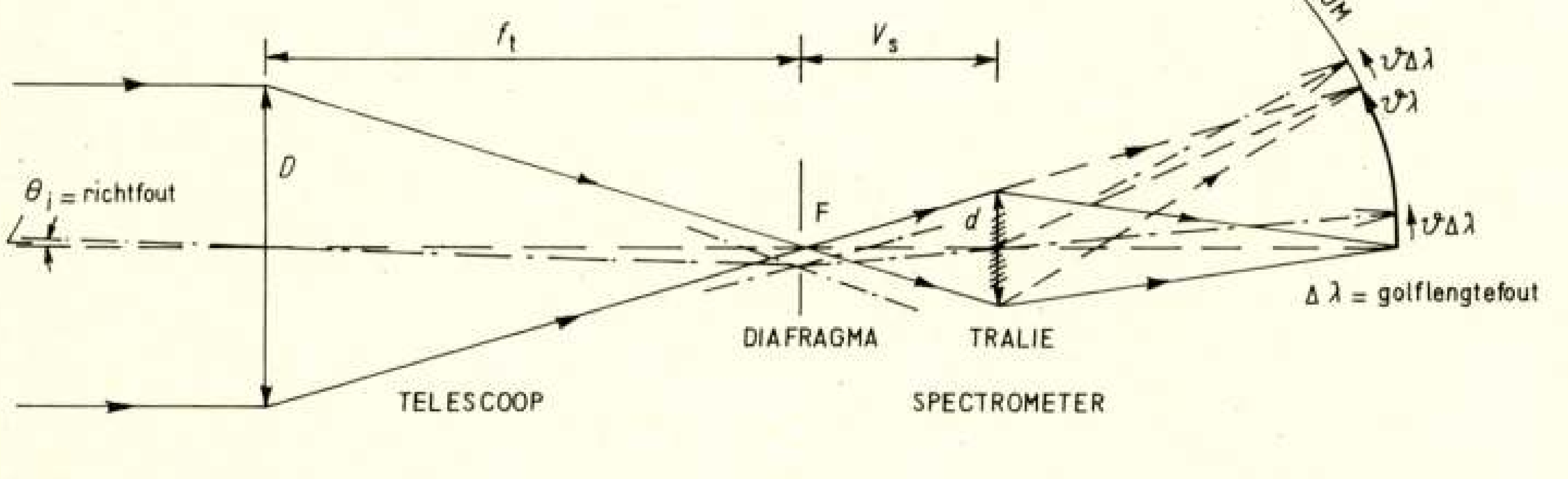


Fig. 2. Optisch systeem.

door de werking van het tralie, dat wij hier, zoals meestal het geval, tevens de beeldvorming laten verzorgen (concaaf spiegeltralie). Men kan nu een 'spleetspectrometer' maken waarbij het diafragma in F zo klein is dat zijn afbeelding in het spectrum gelijk of kleiner is dan de gevraagde resolutie. Miswijzing of onscherpte van de telescoop hebben dan geen invloed op de spectrale resolutie maar wel op de doorgelaten intensiteit. Om deze en ook andere redenen is een spleetloze spectrometer gekozen, waarbij het diafragma zo wijd is, dat bij te verwachten richtfouten en onscherpte alle intensiteit nog wordt doorgelaten. Richtfouten en onscherpte geven dan fouten in de golflengtecalibratie en verlies van scheidend vermogen.

Heeft het tralie een dispersie van ϑrad/Å dan volgt uit de figuur dat een miswijzing Θ_i een golflengte-fout geeft van

$$\Delta\lambda = \frac{f_i}{v_s}\,\frac{\Theta_i}{\vartheta} = \frac{D}{d}\,\frac{\Theta_i}{\vartheta}$$

$$\Theta_i = \frac{d}{D}\,\Delta\lambda$$

De toelaatbare richtfout is dus evenredig met de bundeldiameter op het tralie en dus de traliegrootte. Dit resultaat geldt niet slechts voor het getekende geval, maar algemeen. Het stuit echter op grote bezwaren het tralie groot te maken. Ten eerste kost het bekrassen van een oppervlak met 1200 lijnen per mm, zoals door ons gebruikt, ca. ƒ 2000,—/cm², en dit wordt, zelfs voor ruimtevaartprojecten, al snel bezwaarlijk. Bezwaarlijker nog was, dat een groot tralie een grote bouwlengte van het instrument vergt, want i.v.m. de vibratiebelastingen en de dimensionering van het richtsysteem is juist een zo kort en compact mogelijke bouwwijze gewenst.

Het verband tussen tralie-afmeting en bouwlengte is niet algemeen te formuleren maar hangt af van de manier waarop men de lichtweg opvouwt (met zo min mogelijk spiegelingen want iedere spiegel geeft in het UV 15% verlies) en van de algehele constructieve opzet. Daarbij moeten allerlei min of meer triviale punten, zoals bijvoorbeeld dat het spectrum zodanig moet liggen dat erachter plaats voor de multipliers kan worden gevonden, maar ook minder triviale als de defocusseringstoleranties voor de structuur en de maakbaarheid van de optische oppervlakken, in acht worden genomen.

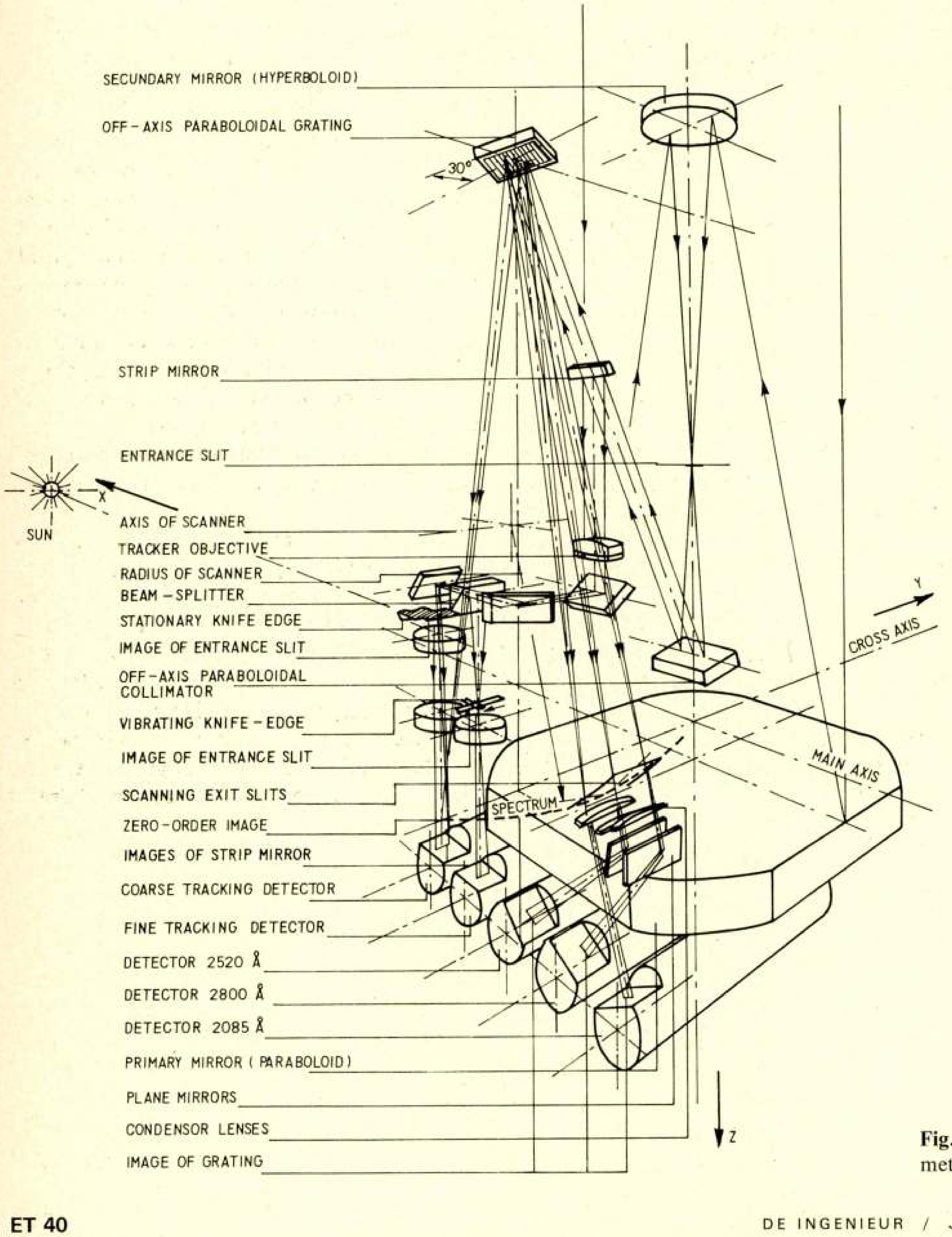


Fig. 3. Principe van telescoop met spectrometer.

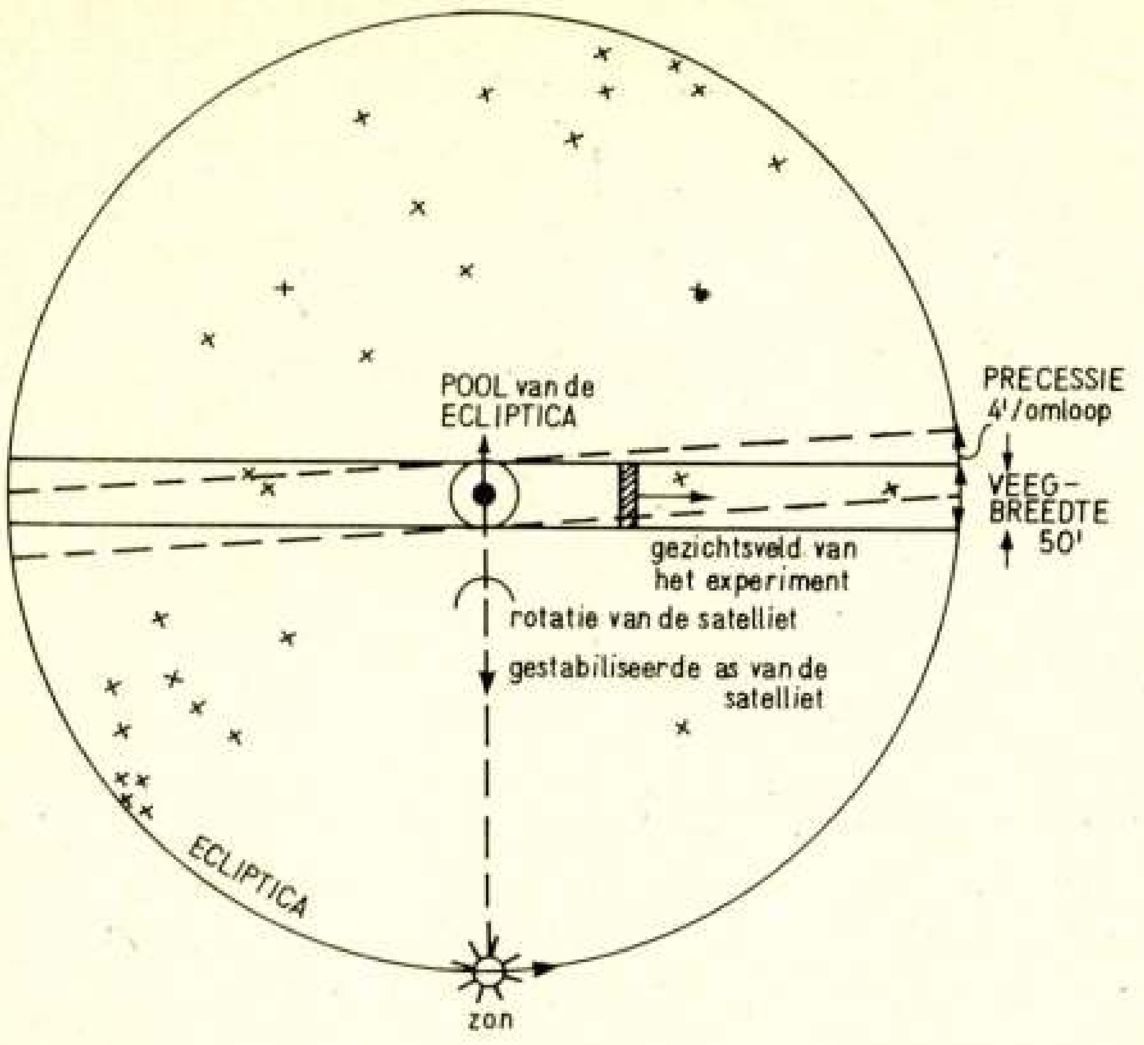


Fig. 4. Het aftasten van de sterrenhemel.

De optische afdeling van de TPD heeft een zeer origineel concept uitgewerkt, waarvoor zelfs de bestaande aberratietheorie van buigingstralies is uitgebreid en verbeterd[2]) (zie fig. 3). Hiermede is met slechts één reflectie meer dan het theoretische minimum, een totale bouwlengte van 56 cm bij een afmeting van de primaire spiegel van 26 cm bereikt. De verhouding d/D, die binnen dit concept realiseerbaar was, bedroeg 0,104. Deze waarde zal u wellicht tegenvallen, ik kan u echter verzekeren dat de stabilisatie er bij de afweging van belangen bepaald niet slecht is afgekomen en zeker niet slechter dan in een meer conventionele opstelling mogelijk zou zijn geweest.

Desondanks leert een simpele berekening, dat in deze configuratie 1 Å scheidend vermogen overeenkomt met 2,4 boogseconden in de voorwerpsruimte. Bij een scheidend vermogen van 1 Å werd het redelijk geacht een richtnauwkeurigheid van beter dan ± 0,5 Å te specificeren, dit is dus ± 1,2 boogseconden.

De nauwkeurigheid van de standsregeling van de satelliet wordt opgegeven als ± 1 boogminuut. Ook om deze reden is een eigen standsregeling van het experiment nodig. Loodrecht op de dispersierichting eist men slechts dat de ster zo dicht bij de optische as staat dat de kwaliteit van het spectrum niet door aberraties (vnl. coma) merkbaar wordt verminderd.

Hieraan wordt door de satelliet-stabilisatie goed voldaan. Desondanks werd geen gebruik gemaakt van de mogelijkheid, met een één-assig stabilisatiesysteem te volstaan. Hiervoor waren twee redenen. Ten eerste had bij een enkelvoudige standsregeling de nauwkeurigheidseis van ± 1,2″ gecombineerd moeten worden met de beweging van 16°, hetgeen technisch zeer moeilijk is. Ten tweede bedraagt de baanprecessie ca. 4 boogminuten per omloop, hetgeen ongeveer gelijk is aan het gezichtsveld van de telescoop met optimale beeldkwaliteit. Bij een dwars op de 'veeg'-richting star opgestelde telescoop zouden van iedere ster slechts één of twee werkelijk goede metingen kunnen zijn verkregen. Van astronomische zijde werd er echter grote waarde aan gehecht van iedere ster een zo groot mogelijk aantal herhalingen van de meting te krijgen. Er werd daarom een gezichtsveld dwars op de 'veeg'-richting gekozen van 50 minuten, waardoor een ster op de ecliptica minstens 12 × wordt gemeten. Een ster bij de ecliptische pool zou zelfs iedere omloop worden gemeten (zie fig. 4). Helaas is geen enkele heldere ster dicht genoeg bij een van de polen om op deze wijze gratis voor de continue calibratie van het experiment te zorgen. Een aantal sterren wordt echter over langere perioden gemeten, waardoor toch een redelijke controle op het verloop van de ijking van het instrument wordt verkregen.

Dit alles kan echter alleen als wij ook in dwarsrichting de telescoop op de ster kunnen richten.

Toen eenmaal besloten was een twee-assig richtsysteem toe te passen lag het voor de hand de dispersierichting in de dwarsrichting te leggen, waarin slechts een bewegingsmogelijkheid van ongeveer één graad nodig is, zodat in de hoofdbewegingsrichting slechts een nauwkeurigheid van ca. 1 boogminuut is vereist.

3. De werkmethode

Na met het voorgaande een indruk te hebben gegeven van de eisen waaraan het stervolgsysteem moet voldoen, zou kunnen worden overgegaan tot een bespreking van de uitvoering. Voorafgaand hierbij echter nog enige algemene opmerkingen over de methode van werken.

In kringen die zich met de techniek van ruimtevaart en ruimteonderzoek bezighouden behoort het tot de goede toon er een 'design philosophy' op na te houden. In overeenstemming met dit gebruik werd getracht een bepaalde beleidslijn te volgen bij de ontwikkeling van de systemen voor dit experiment.

Waar mogelijk is voor elk deelsysteem uitgegaan van een liefst zo eenvoudig mogelijk mathematisch, fysisch of eventueel zelfs experimenteel model waarvan de eigenschappen langs theoretische en/of experimentele weg konden worden onderzocht. In de werkelijke uitvoering is er dan naar gestreefd deze, desnoods ten koste van extra technische inspanningen, zo te vormen dat het model zijn geldigheid behoudt. In deze gedachtengang is de theorie geen benadering van de werkelijkheid, maar de zelf te scheppen werkelijkheid een zo goed mogelijke benadering van de theorie.

In dit geval betekent het dat werd uitgegaan van zeer simpele regelsystemen en op grond van deze theorie de specificaties werden vastgesteld waaraan zowel de regelaar als 'het proces' (d.i. de bewegende telescoop) moeten voldoen, waarbij uiteraard bij de opzet van het theoretische model wel rekening is gehouden, eerst met de geschatte technische mogelijkheden en later met de werkelijk gerealiseerde.

Deze aanpak veroorlooft van het begin af aan een simultane voortgang van constructief werk en theoretische analyse, waarbij, met de nodige inspanning van de zijde der projectieleiding, de wederzijdse relevantie van het verrichte werk kan worden gehandhaafd, dank zij het gemeenschappelijke model waarvan men uitgaat. Men bereikt ook een zekere geordendheid en gerichtheid in het werk van het noodzakelijkerwijs vrij grote aantal medewerkers, dat men bij een complex project moet inschakelen.

Het voornaamste punt is echter de betrouwbaarheid. Men bereikt de grootste eenvoud in een systeem door deze van tevoren te specificeren als ontwerpdoel. En eenvoud bevordert de betrouwbaarheid. Ten eerste door het geringe aantal punten waarop iets fout kan gaan en ten tweede door de volledigheid van de analyse die men op een eenvoudig systeem kan toepassen. Wil men een betrouwbaar systeem hebben, dan moet men niet alleen analyseren wat de optimale waarden van de parameters zijn, maar ook wat de toelaatbare toleranties zijn, wat de systeem-

[2]) Werner, W.: The geometric-optical aberration theory of diffraction gratings. Applied Optics, Vol. 6 nr. 10, October 1967.

afwijkingen voor invloed hebben en wat de toelaatbare aard en grootte is van deze afwijkingen.

Evenzo moet worden nagegaan wat de invloed is van de parasitaire inputs en eventueel ook van de parasitaire outputs en de invloed van het milieu op de parameters.

Men zal ook willen analyseren wat de invloed van abnormale uitwendige condities is, waarbij soms geheel andere legale en illegale inputs en milieucondities mogelijk zijn, hetgeen vooral bij niet-lineaire systemen waarbij het gedrag van de input afhangt, zeer moeilijk kan zijn. Men zal de invloed na willen gaan van fouten in het systeem, waardoor dit kwalitatief of kwantitatief een geheel ander karakter kan krijgen. De ervaring leert, dat vaak in zo'n geval met zeer eenvoudige voorzorgen is te bereiken dat nog een nuttige noodoperatie mogelijk is, die eventueel van geheel andere aard kan zijn als de oorspronkelijk geplande.

Een beperkt aantal 'housekeeping'-kanalen staat op de telemetrie ter beschikking voor informatie over de operationele toestand van de apparatuur. Men zal moeten beslissen welke meetpunten hiervoor worden gekozen opdat deze informatie de maximale waarde heeft voor de correctie van meetresultaten en voor de foutendiagnostiek. Er staan verder een beperkt aantal commando's ter beschikking om in de operatie van het systeem in te grijpen.

Ook hiervoor zal moeten worden onderzocht wat de gunstigste aanknopingspunten zijn.

Dit alles is zelfs voor een zeer eenvoudig systeem een uitgebreid program van werkzaamheden, en hoe ingewikkelder een systeem, hoe groter de kans dat een punt over het hoofd wordt gezien of pas zo laat ontdekt wordt dat men er nog slechts met moeite in het ontwerp rekening mee kan houden.

4. Dimensionering van het stervolgsysteem

De ruimte ontbreekt om beide servosystemen op enigszins bevredigende wijze te behandelen. Daarom is de keuze gevallen op de fijnverstelling, omdat de hoge richtnauwkeurigheid van 1 boogseconde van dit systeem wel de belangstelling zal wekken. Overigens is de hoofdbeweging met zijn veel grovere nauwkeurigheid minstens even moeilijk.

Het eenvoudigste model voor het positioneren van een trage massa is een tweede-orde-systeem met als parameters het traagheidsmoment J, de stijfheid S en de demping D (zie fig. 5).

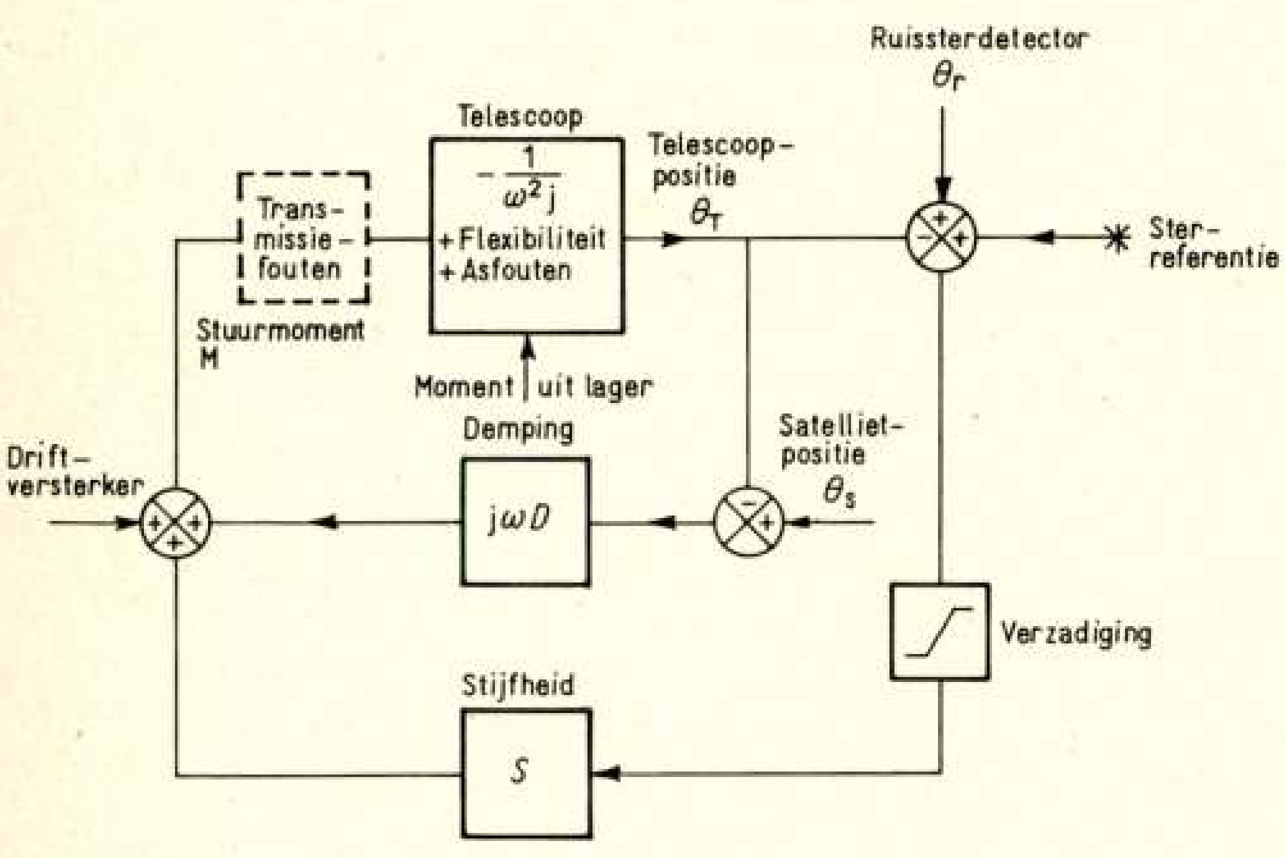


Fig. 5. Model van de fijnverstelling. De voornaamste storingen en systeemfouten zijn in de figuur aangegeven.

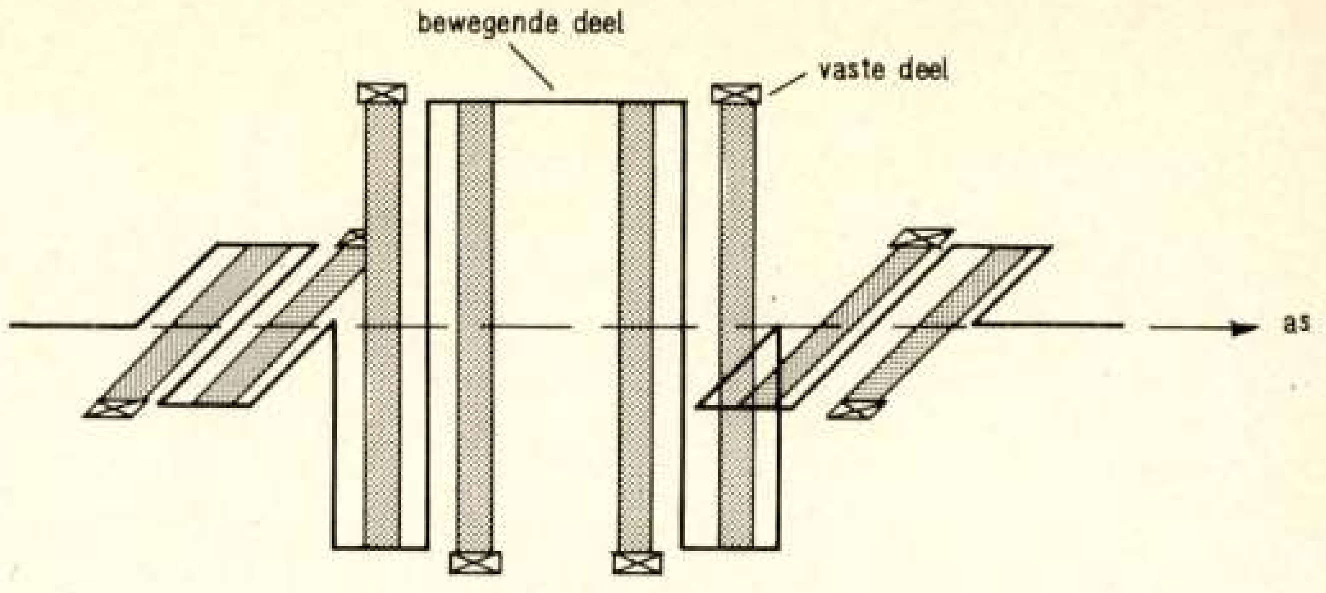


Fig. 6. Principe lagering fijnverstelling.

De belangrijke systeemafwijkingen zijn flexibiliteiten, asfouten en transmissiefouten in de keten tussen krachtgever en te verstellen massa. De laatste twee zijn zo hinderlijk en lastig te analyseren, dat er onmiddellijk stappen zijn genomen deze rigoureus uit te bannen.

De transmissiefouten waren te ondervangen door een directe koppeling van de verstelkracht aan het te bewegen deel. Bij de geringe vereiste uitslag kon dit met een 'luidspreker'-spoelmagneetsysteem, dat een ideale lineaire karakteristiek heeft, en onder de gegeven condities een 50 tot 100 maal kleiner produkt gewicht × vermogen heeft voor een gegeven koppel dan een conventionele koppelmotor. Asfouten kunnen wij voorkomen met een speciaal hiervoor ontwikkeld kruisveerscharnier volgens fig. 6. Hierbij wordt elke kracht altijd door minstens twee symmetrisch gelegen veren in trek opgenomen waardoor het scharnier bijzonder sterk en stijf is voor dwarskrachten en toch zeer flexibel om de as. De invloed van flexibiliteiten in de structuur laat zich redelijk berekenen, mits de structuur zodanig is dat men de aard van de deformaties kan voorspellen; zij is in elk geval lineair.

Als parasitaire inputs heeft men de ruis van de sterdetector, de drift van de servoversterker, de koppeling aan de satellietbeweging en koppels uit de lagering.

Het zijn deze storingen die voornamelijk de systeemparameters bepalen. Het traagheidsmoment ervan wordt grotendeels door optisch concept en structureel ontwerp bepaald en is in elk geval geen grootheid die men kan gebruiken ten dienste van de dimensionering van het servosysteem. De demping heeft men wel in de hand, maar uit stabiliteitsoverweging zal men toch altijd wel een waarde in de buurt van de kritische demping willen kiezen, zodat de betekenis van deze vrijheid voor het bereiken van de vereiste nauwkeurigheid niet groot is. Blijven tenslotte als belangrijkste keuze-eenheden de stijfheid en de verzadigingsgrenzen.

Dat de verzadigingsgrenzen invloed hebben op de nauwkeurigheid komt door de eigenschappen van de sterdetector. Deze heeft een karakteristiek als in fig. 7 weergegeven.

De stijfheid S bepaalt de bandbreedte volgens $\omega_0 = \sqrt{S/J}$.

De ruis van de detector, voornamelijk hagelruis van de fotonen, is met goede benadering wit. Wij mogen dus stellen dat de effectieve ruis binnen de bandbreedte van het systeem gelijk is aan

$$M_r\,(\text{eff.}) = c\sqrt{\omega_0} = c\sqrt[4]{S/J}$$

waarbij c afhankelijk is van het toegepaste type detector en de beschikbare hoeveelheid licht. In het type detector dat is gebruikt is c niet geheel constant daar de optimale dimensionering nog enigszins van de bandbreedte van het systeem afhangt, dit

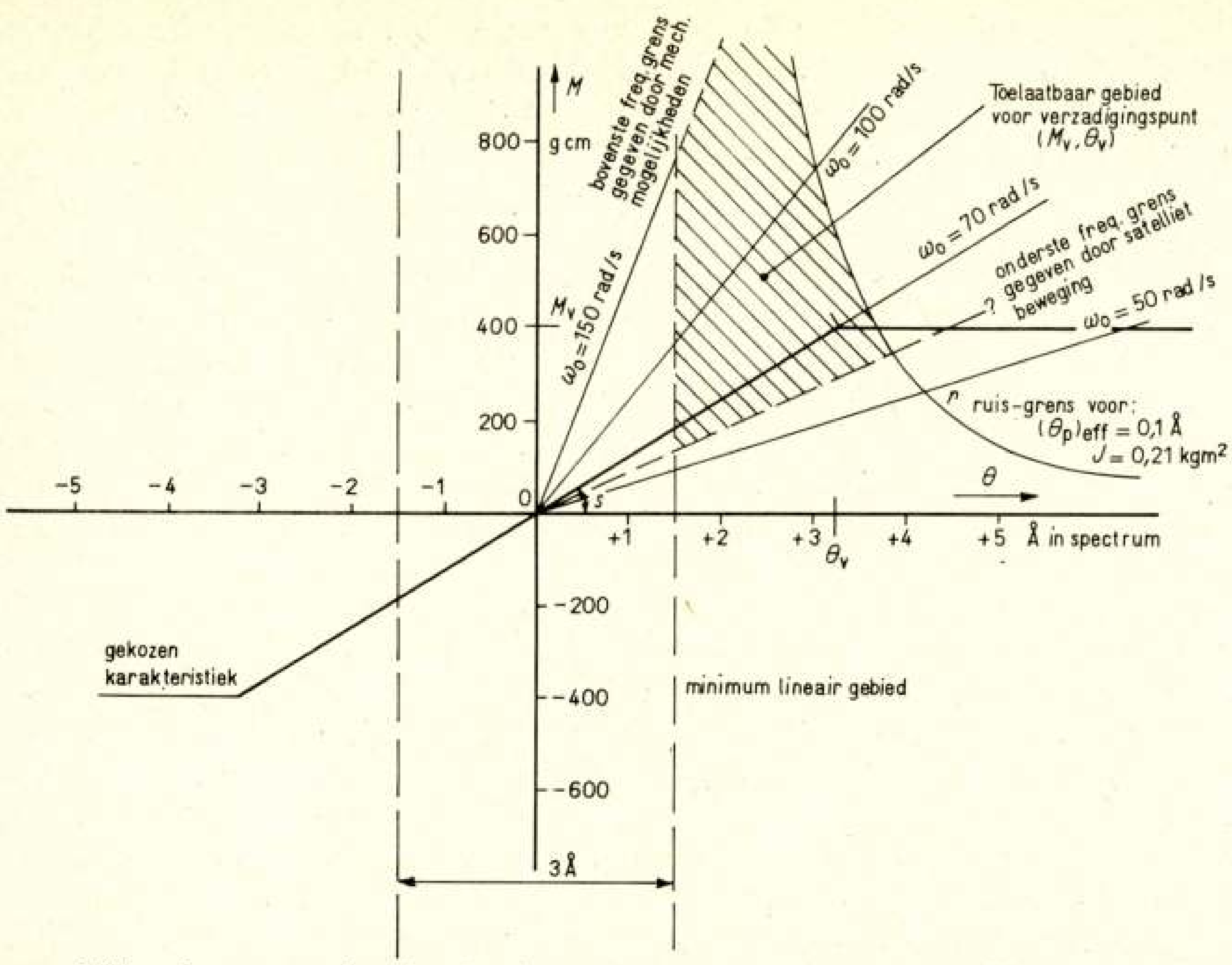


Fig. 7. Karakteristiek van de sterdetector. In de figuur zijn de restricties aangegeven die bij de keuze in acht zijn genomen. Een ligging rechtsonder in het toegestane gebied is technisch het eenvoudigste te realiseren en geeft de grootste marges voor catastrofale fouten.

verschil is echter van geringe betekenis. Een belangrijk punt is verder dat de grootheid c voor een bepaald type detector evenredig is met de verzadigingswaarde M_v

$$M_r\,(\text{eff.}) = c'\sqrt[4]{S/J}\cdot M_v$$

onafhankelijk van de uitslag waarbij verzadiging wordt bereikt. Vermoed wordt dat dit algemeen geldt voor de fotonenruis in elk type lineaire sterdetector. Bij de auteur is echter geen algemene theorie voor sterdetectoren bekend waarmede men hun gedrag onafhankelijk van het toegepaste principe kan analyseren.

In elk geval voldoet de toegepaste detector aan de gegeven relatie met die restrictie dat, als het lineaire gebied vergelijkbaar wordt met het scheidend vermogen van de optiek van de stervolger, er afwijkingen optreden die de overgang markeren naar een aan-uit systeem. De complicatie van een niet-lineair systeem voor de fijnverstelling werd niet aangedurfd toen aan het project werd begonnen en het ruisgedrag van zo'n systeem is dan ook niet onderzocht.

Het scheidend vermogen van de stervolgeroptiek is niet noodzakelijkerwijs gelijk aan het oplossend vermogen van de spectrometer; wel was het een redelijke specificatie voor de optici om hiernaar te streven. Daarom werd uitgegaan van een vlekgrootte in de stervolger equivalent aan een scheidend vermogen van 1 Å, waarbij vervolgens gespecificeerd werd dat het lineaire bereik van de detector minstens 3 Å moet bedragen (fig. 7) om de geldigheid van het lineaire model te handhaven.

Het effect van de ruis op de telescooppositie is binnen de bandbreedte van het systeem omgekeerd evenredig met de stijfheid van het systeem.

$$\Theta_r\,(\text{eff.}) = c'\sqrt[4]{\frac{S}{J}}\cdot\frac{M_v}{S}$$

Substitueert men voor S de waarde M_v/Θ_v, waarbij Θ_v de uitwijking is waarvoor verzadiging wordt bereikt, dan wordt de voor een bepaalde ruis toelaatbare verzadiging gegeven door:

$$M_v = \frac{\Theta_r\,(\text{eff.})\,J}{c'^4\,\Theta_v{}^3}$$

Voor een nauwkeuriger berekening moet men de ruis over de overdrachtsfunctie van het systeem integreren, waarbij dan ook de demping in het resultaat verschijnt.

Op grond van de beschikbare lichthoeveelheid voor het stervolgsysteem (minimaal ca. 10^4 foto-elektronen per seconde aan de fotomultiplierkathode) werd een schatting gemaakt voor de toelaatbare stijfheid voor het minimale lineaire gebied van 3 Å. Deze bleek overeen te komen met een bandbreedte van 25 Hz (onafhankelijk van J) en dit werd gespecificeerd voor de mechanische constructie als de hoogste te verwachten eigenfrequentie van het servosysteem en verder gehanteerd bij de berekening van het effect van flexibiliteiten in de structuur. Deze eerste raming van de ruis was uiteraard vrij conservatief gehouden, zoals ook later is gebleken bij nauwkeuriger analyse. Hierin werd echter geen aanleiding gezien de specificaties voor de constructie verder te verzwaren; 25 Hz was moeilijk genoeg, terwijl in de loop van de ontwikkeling bovendien bleek dat deze waarde al hoger is dan nodig om de invloed van stoormomenten (lagering, koppeling aan de satelliet) te beperken.

Het hele gebied, zoals getekend in fig. 7, komt overeen met een gezichtsveld van weinige tientallen boogseconden, terwijl het gezichtsveld voor acquisitie 3000 boogseconden bedraagt. De verzadiging van de detector is dus wel een zeer essentieel kenmerk van het systeem. Dit betekent dat wij de demping niet kunnen verkrijgen uit differentiatie van het detectorsignaal, daar het systeem dan tijdens de acquisitie nagenoeg ongedempt zou zijn en deze fase dus veel te lang zou duren. Handhaving van demping t.o.v. een inertieel coördinatensysteem zou alleen mogelijk zijn met gebruik van een gyroscoop, hetgeen een onaanvaardbare complicatie op zou leveren, of door een dubbele detector met twee verschillende karakteristieken waarvoor bij een betrekkelijk klein experiment meer of minder hetzelfde geldt. De eenvoudigste oplossing was te dempen t.o.v. het aan de satelliet gebonden coördinatensysteem. Dit betekent echter dat bewegingen van de satelliet stoormomenten op de telescoop uitoefenen. Voor lage frequenties van de satellietbeweging geldt dat de verstoring in de telescooppositie wordt gegeven door:

$$\Theta_T = \frac{\Theta_s}{\omega_0 Q}$$

waarbij $\dot{\Theta}_s$ de satelliet-rotatiesnelheid is. Gegeven $\dot{\Theta}_s$ volgt hieruit een minimumwaarde voor ω_0. Nu is nog niet precies bekend hoe groot $\dot{\Theta}_s$ zal zijn. Op grond van de informatie waarover werd beschikt werd het echter aangedurfd met ω_0 te zakken tot ca. 70 rad/s.

Voor het verkrijgen van de demping was i.v.m. de mogelijkheid van lekken elke vorm van vloeistof- of gasdemping uitgesloten.

Een wervelstroomdemping zou enige kg koper en magneetmateriaal vergen. De meest voor de hand liggende methode was het gebruik van een tachospoel, waarvoor uit een oogpunt van constructieve symmetrie een identieke configuratie werd genomen als voor de aandrijfspoel. De inductiespanning uit de tacho wordt naar de ingang van de servoversterker gevoerd en daar bij het signaal van de detector opgeteld. Het enige bezwaar van deze methode is het lage signaalniveau dat slechts iets meer dan 1 mV bedraagt als de snelheid correspondeert met verzadiging van de detector. In feite bepaalt de tachometer de versterking die nodig is, terwijl het detectorsignaal wordt verzwakt om de juiste stijfheid in te stellen. De schakeling van de versterker en het arrangement van de bedrading i.v.m. overspraakproblemen vergde bij deze signaalwaarden uiteraard de nodige zorg, maar kon bevredigend worden opgelost. De voornaamste eis was natuurlijk dat de drift van de versterker binnen het hele temperatuurgebied beduidend beneden het toelaatbare niveau van M_V ligt.

Consistent wordt een drift bereikt die in een ruim temperatuurgebied beneden 10% van M_V blijft, waarbij M_V zodanig is gekozen dat voor de zwakste sterren onder aanwezigheid van 10% achtergrondstraling en een defocussering tot 2,5 Å ruis wordt verwacht van $\pm$ 0,2 Å (3σ).

Als laatste specificatie volgt hieruit de stijfheid van het veerscharnier. Dit moet stijf genoeg zijn om bij maximale drift de telescoop tijdens de 'wacht'-positie (als dus geen ster gevolgd wordt) redelijk in de middenpositie te houden en anderzijds zo slap dat bij de maximale uitslag het veermoment beduidend minder is dan M_V.

Onze eis is zelfs minder dan $\frac{1}{2}$ M_V omdat aandrijfspoelen en eindtrap van de versterker redundant zijn en wij nog op halve kracht volledig willen kunnen werken.

5. De ruis van de sterdetector

De ruis van de sterdetector is blijkbaar de voornaamste bepalende factor voor de dimensionering van de fijnverstelling; hierop wordt daarom nog nader ingegaan.

De eenvoudigst denkbare detector is een intensiteitsbalanssysteem (fig. 8a). De optiek van de sterdetector ontwerpt een beeld van de ster.

We verdelen de lichtbundel met een wig in twee delen op een plaats die naar keuze meer of minder ver van het beeldpunt ligt. We vergelijken de twee bundels qua intensiteit en het verschil levert het stuursignaal. Het onmiddellijk in het oog springende nadeel is dat de sterintensiteit direct in de rondgaande versterking van het systeem verschijnt, en hoewel wij ons tot heldere sterren beperken, is de intensiteitsvariatie die wij moeten verwachten 5 stermagnituden d.i. een factor 100. Dergelijke detectoren voor zover zij niet bestemd zijn voor één bepaald object hebben dan ook altijd zeer uitgebreide automatische sterkte-regelingen. Een ander punt is dat óf twee detectoren moeten worden gebruikt óf een onderbreker die beide bundels alternerend op dezelfde detector laat vallen. Voor sterren moet de detector altijd een fotomultiplier zijn, die met bijbehorende hoogspanning en versterker voor een experiment van toch vrij kleine afmetingen een naar verhouding flink stuk apparatuur vertegenwoordigt. Met twee detectoren is men verder afhankelijk van de gelijkheid in gevoeligheid. Wordt op grond hiervan de complicatie van een onderbreker aanvaard dan is deze even goed te gebruiken voor een systeem met enigerlei vorm van frequentie-, fase- of pulsduur-modulatie waarmede een intensiteitsonafhankelijke plaatsinformatie kan worden verkregen. Voor de onderbreker kan een roterende of een vibrerende uitvoering worden gekozen. In verband met de grotere betrouwbaarheid door het ontbreken van glijdende beweging, is een vibrerende onderbreker te prefereren. In dit geval, waar een klein lineair bereik nodig is, is dit ook gemakkelijk te realiseren. Het principe is zeer eenvoudig. Aan een stemvork is een meskant bevestigd die in het beeldvlak door het sterbeeld beweegt en de bundel steeds onderbreekt (fig. 8b).

Is de ster in de middenpositie dan zijn de lichte en donkere perioden even lang, staat hij daarbuiten dan verandert het verschil tussen de twee perioden volgens een boogsinusfunctie, dus een redelijke benadering van een lineaire karakteristiek. Wordt de uitwijking van de ster groter dan de amplitude van de onderbreker dan is de detector continu belicht of continu donker, dit is dus de verzadigde toestand waarover werd gesproken. Om hiervan een goed systeem te maken zijn twee dingen nodig.

Ten eerste een besturingssysteem voor de onderbreker dat zijn amplitude goed constant houdt en een elektronisch systeem dat het detectorsignaal dat men krijgt omzet in een signaal dat evenredig is met het verschil in belichte en donkere tijd. Voor het eerste is een model te maken volgens fig. 9.

De opneemspoel geeft een zuiver snelheidssignaal af. Heeft men hierachter een fase-rechte versterker met zeer hoge versterking en een begrenzer met goed gedefinieerd verzadigingsniveau, dan wordt hiervan een blok gemaakt. Is er nu nog een stroomsturing in de eindtrap, dan is de kracht in de aandrijfspoel eveneens een blok waarvan de fase zodanig is dat de kracht steeds in de bewegingsrichting van de vibrator werkt. De toegevoerde energie is dus per periode twee maal deze kracht maal de amplitude.

Het energieverlies is gelijk aan het oppervlak van de hyste-

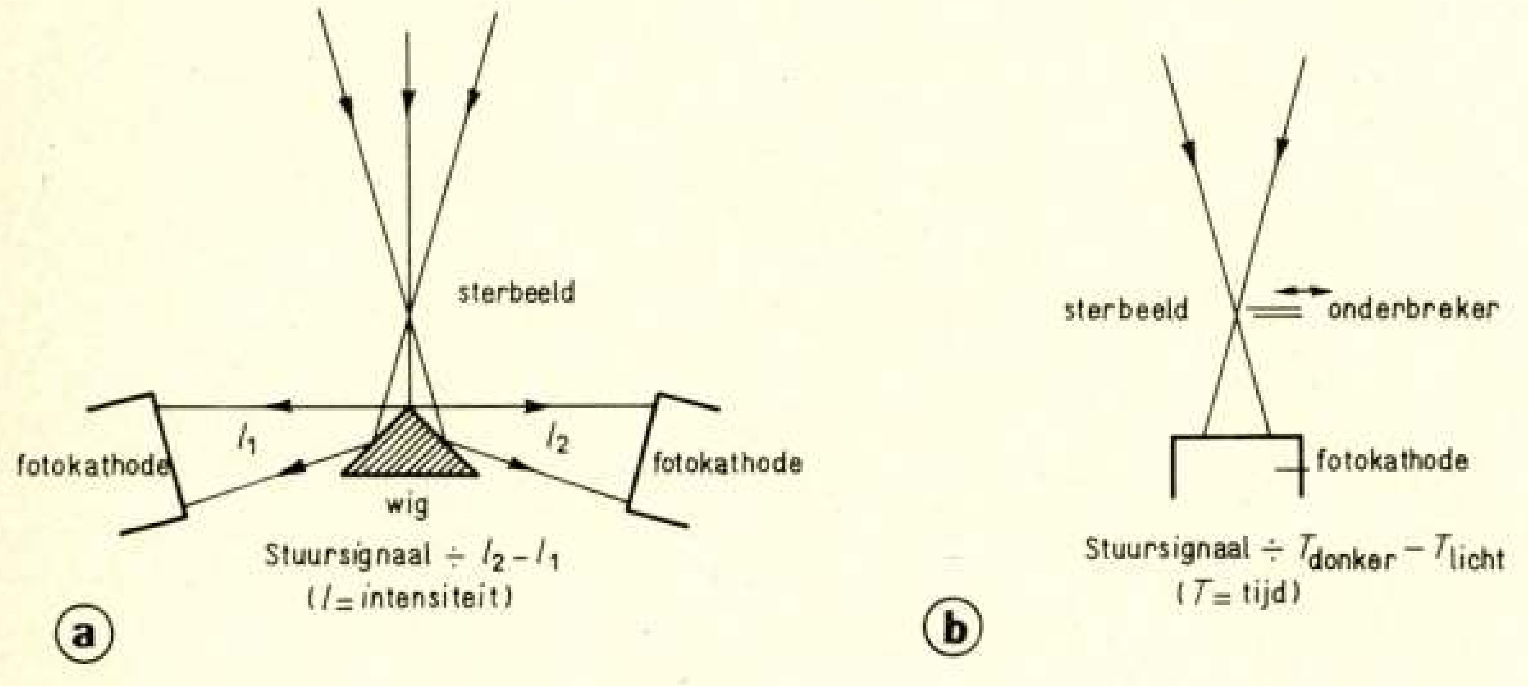


Fig. 8. Twee systemen voor een sterdetector.
a. Intensiteitsbalans-systeem.
b. Tijdbalans-systeem.

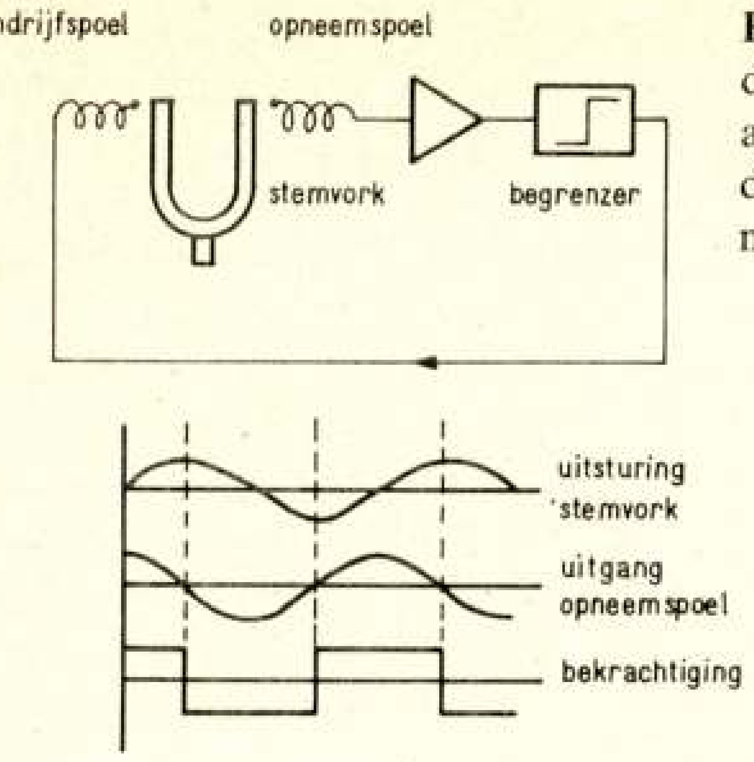


Fig. 9. Model van de onderbrekersturing. Principe afgeleid uit de meting van de inwendige demping van materialen.

resislus van het materiaal, dat ongeveer met het kwadraat van de amplitude stijgt. Er stelt zich een evenwichtsamplitude in waarbij beide energieën gelijk zijn. Dit evenwicht is bij de juiste keuze van materiaal zeer stabiel met de temperatuur. Door gebruik te maken van een geïntegreerd circuit kon volgens dit model de hele besturing van de onderbreker in een pakketje van $40 \times 31 \times 12\ \mathrm{mm}^3$ worden gebouwd. De eigenlijke onderbreker is van dezelfde grootte en bestaat uit een stemvorkje zoals gebruikt in de accutron horloges van de firma Bulowa die hier bijzondere versies van maakt speciaal voor toepassingen als hier beschreven.

De verwerking van het detectorsignaal sluit allereerst aan op het voor de meetkanalen door het Lab. voor Ruimteonderzoek ontwikkelde systeem. Ieder foton dat op de kathode van de vermenigvuldigerbuis een elektron vrijmaakt geeft aanleiding tot een lawine van ca. 10^6 elektronen aan de anode. Bij voldoend lage lichtintensiteit kunnen deze gescheiden worden waargenomen, versterkt, genormeerd en geteld. Dit is een methode van werken die de gevoeligheid voor hoogspannings- en temperatuurvariaties sterk vermindert, daar deze wel de pulshoogte maar niet het pulsaantal beïnvloeden. Dit systeem is m.u.v. de teller ongewijzigd overgenomen voor de sterdetector.

Het uitgangssignaal bestaat dus uit een pulsreeks met poissonverdeling waarvan de gemiddelde pulsdichtheid door de onderbreker wisselt van een lage achtergrond-intensiteit tot de sterintensiteit.

Naarmate het sterbeeld gedefocusseerd is, is deze overgang niet meer plotseling maar geleidelijk. Men kan verschillende methoden bedenken om dit signaal om te zetten in een benadering van het gewenste signaal. Wij hebben een schakeling toegepast die toeliet het gehele systeem uit te voeren met digitale geïntegreerde schakelingen. Iedere puls wordt naar een circuit gevoerd dat na elke puls een bepaalde tijd in de 'aan'-positie blijft staan, onverschillig of het daarvoor 'aan' of 'uit' was. Deze functie is zeer eenvoudig te realiseren met de schakeling van fig. 10.

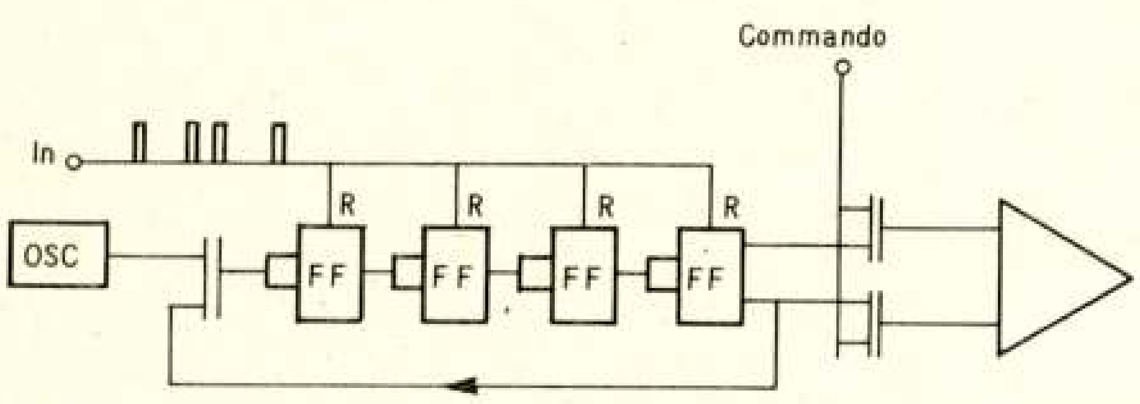


Fig. 10. Signaalverwerking van de tijdbalans-detector. Dit 'opvulcircuit' geeft na iedere inkomende puls gedurende de tijd τ een signaal af en heeft geen dode tijd. Een voldoend hoge pulsfrequentie levert aan de uitgang een continu signaal af.

Een binaire deelketen is zo geschakeld dat in zijn uitgangspositie de uitgang van de laatste FF de ingangspoort sluit. Komt een puls binnen dan worden alle FF's op nul gesteld en gaat de poort open voor het signaal van de oscillator die eveneens uit twee geïntegreerde circuits bestaat. Gedurende 8 perioden van de oscillator blijft deze toestand bestaan, daarna gaat de laatste FF om en sluit de poort weer totdat een nieuwe puls binnenkomt. Aan de uitgang is dus een puls verschenen met de gemiddelde duur $\tau = 8{,}5$ oscillatorperioden. Verschijnt de volgende puls uit de detector voordat het proces is beëindigd dan worden alle FF's weer op nul gezet en wordt de aan-periode verlengd. Kiest men τ voldoende lang t.o.v. het gemiddelde pulsinterval $1/N$, dan groeit het signaal in de lichtperiode a.h.w. dicht tot een gesloten blok. In de donkere periode komt slechts af en toe een puls afkomstig van de achtergrond. Het uitgangssignaal en zijn inverse worden op de differentiaal-ingangen van de servoversterker aangesloten. De gemiddelde uitgangsspanning van deze versterker is dan een maat voor het verschil tussen lichte en donkere tijd met goede ligging van het nulpunt. Voor de versterker zijn nog poorten opgenomen om het systeem aan en uit te kunnen zetten.

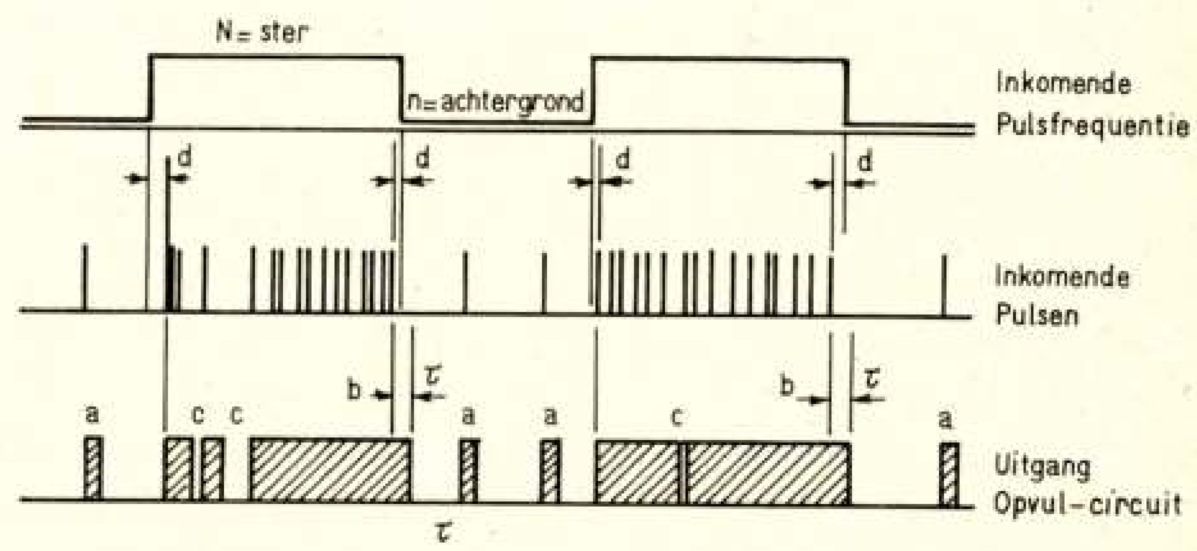


Fig. 11. Uitgang van het opvulcircuit. In het ideale geval zou de uitgang de inkomende pulsfrequentie moeten dupliceren. Afwijkingen treden op door:
a. achtergrond;
b. afvalvertraging van de lichtperiode;
c. 'gaten'-ruis;
d. 'onderbreker'-ruis.

In fig. 11 is het uitgangssignaal weergegeven. Afwijkingen van de ideale signaalvorm treden op door de volgende effecten:

a. achtergrond;
b. verlenging van de lichtperiode met de tijd τ;
c. door het statistisch karakter van het signaal wordt het in de lichtperiode niet volkomen verzadigd;
d. bij begin van de lichtperiode moet men wachten tot het eerste foton binnenkomt; het laatste foton komt enige tijd voor het sluiten van de onderbreker binnen;
e. het sterbeeld is niet puntvormig.

De eerste vier effecten geven alle nulpuntsverschuivingen die onelegant zijn maar niet van veel belang, daar zij voor dezelfde ster steeds constant zijn (zelfde helderheid, zelfde achtergrond). a, c en d geven bovendien ruis die wij 'achtergrond'-, 'gaten'- en 'onderbreker'-ruis hebben genoemd. De gatenruis kan men tot nul laten naderen door τ groot genoeg te kiezen, maar men verhoogt dan het effect van de achtergrond, terwijl τ uiteraard ook klein moet blijven t.o.v. de onderbrekerperiode T_0. Zonder achtergrond is de ruis te beperken tot de onderbrekerruis. De standaarddeviatie van de wachttijd op een foton is voor een poissonverdeling $1/N$ en voor de duur van de lichtperiode is zij $\sqrt{2}/N$. De volledig uitgestuurde signalen komen overeen met

lichtperioden van 0 en T_0. De ruis per onderbrekerperiode, als functie van het verzadigingssignaal is dus $2\sqrt{2/NT_0}$. Over een interval T, dus T/T_0 onderbrekerperioden, is de ruis $2\sqrt{2/N \cdot TT_0}$. Voor een intensiteitsbalanssysteem met onderbreker is de ruis $\sqrt{2/NT}$. De winst t.o.v. dit systeem is dus $2/\sqrt{NT_0}$. Hoe langer men T_0 kan kiezen hoe beter, maar hierin wordt men door de bandbreedte van het systeem beperkt. Neemt men T_0 omgekeerd evenredig met de bandbreedte dan krijgt men als resultaat dat de onderbrekerruis lineair verloopt met de bandbreedte en omgekeerd evenredig met de lichtintensiteit.

Naarmate de ruiscondities gunstiger zijn levert het systeem dus meer winst op. Nemen wij bij $\omega_0 = 70$ rad/s een toelaatbare T_0 van 0,01 s aan, dan is voor $N = 10^4$ de factor $2/\sqrt{NT_0} = 0{,}2$. De theoretisch mogelijke winst voor onze zwakste ster is dus een factor 5. Het systeem werd echter ontworpen voor een achtergrond van $n = 10^3$ pulsen per seconde; de dubbele waarde van het verwachte gemiddelde in de melkweg.

Bij deze achtergrond moest de verzadigingsgraad bepaald worden tot $N\tau = 1{,}25$. Onder deze omstandigheden is de winst boven een intensiteitsbalanssysteem nog slechts ca. 2 maal. Dit is geen indrukwekkend resultaat, maar nog wel nuttig. De voornaamste verdienste van het ontwerp is dan ook dat wij met een minimum aan elektronische middelen een intensiteitsonafhankelijk systeem hebben, dat ook grotendeels onafhankelijk is van veranderingen in componentwaarden en milieucondities.

Voor wat betreft e werd de invloed van de eindige afmetingen van het sterbeeld op de ruis onderzocht met een simulatiemethode. De conclusie die uit deze metingen kon worden getrokken is de volgende: Voor het ongunstigste geval van een zwakke ster met veel achtergrond is de invloed van defocussering nauwelijks aantoonbaar. Voor helderder sterren en minder achtergrond is er een duidelijke invloed. Bij een defocussering tot de volle breedte van het lineaire bereik is de degradatie zodanig dat alle sterren ongeveer evenveel ruis geven als in het ongunstigste geval.

Korte technische berichten

NATO-project voor tactische satellietcommunicatie

Kort geleden zijn bijzonderheden vrijgegeven van een NATO-project voor zg. tactische satellietcommunicatie (TACSATCOM). De bedoeling van dit research- en ontwikkelingsproject is, te onderzoeken in hoeverre er in het radioverkeer met en tussen tactische eenheden gebruik gemaakt zou kunnen worden van communicatiesatellieten. Men denkt daarbij aan stations in bijv. jeeps, radiowagens, vliegtuigen en kleine oorlogsschepen.

De deelnemende landen zijn, buiten de VS, die het project hebben opgezet en de bouw en lancering van de satelliet voor hun rekening hebben genomen, Canada, Engeland, West-Duitsland, België, Italië en Nederland.

De satelliet is de zg. LES-5 (van Lincoln Laboratory Experimental Satellite No. 5), gebouwd door het Lincoln Laboratory van het Massachusetts Institute of Technology. Hij werd op 1 juli van het vorige jaar met goed gevolg van Cape Kennedy gelanceerd en bevindt zich op een hoogte van ongeveer 34000 km, d.w.z. iets onder de zg. synchrone hoogte (36000 km) waarop stationaire satellieten als Early Bird en Intelsat II zich bevinden. Hij staat dan ook niet schijnbaar stil, maar heeft een relatieve omloopstijd van 11 dagen.

Opvallend is, dat de zend- en ontvangfrequenties van de satelliet in de zg. militaire UHF-band liggen (225-400 MHz), zulks in tegenstelling tot de frequenties tussen 4000 en 8000 MHz, die in de tot nu toe bekende civiele en militaire communicatiesatellieten worden toegepast. Eén van de voordelen van deze relatief lage frequenties is de eenvoudige acquisitie- en volgtechniek, waarmede in de grondstations kan worden volstaan. In de toekomst zullen nog meer satellieten voor dit project gelanceerd worden.

Sinds op 5 augustus 1967 het Nederlandse vaste grondstation (op het Physisch Laboratorium van de Rijksverdedigingsorganisatie TNO te Den Haag) in vol bedrijf kwam, zijn vanuit Nederland vele telefoongesprekken van goede kwaliteit gevoerd met jeeps en radiowagens in de VS, Canada, Engeland en West-Duitsland. De kwaliteit is onafhankelijk van de onderlinge afstand tussen de stations, mits de satelliet zich voor beide stations meer dan 10° boven de horizon bevindt.

De antenne van het station bevat een parabolische reflector met een diameter van 7,5 m en heeft een winst van 20 dB ten opzichte van een isotropische straler.

Sinds kort is een tweede Nederlands station in bedrijf gesteld, dat mobiel is. Het is ondergebracht in een 3-tons radiowagen van de Koninklijke Landmacht en is eveneens gebouwd door het Physisch Laboratorium RVO-TNO. De antenne is een schroeflijnantenne (helical), met een winst van 13 dB, die tijdens het rijden in de auto wordt vervoerd. Het station zal worden bemand door militair personeel en worden ingezet bij operationele proeven.

Met behulp van deze beide stations is Nederland in staat op effectieve wijze aan het project deel te nemen en bovendien een nationaal programma van onderzoekingen uit te voeren. De proefnemingen van het afgelopen half jaar hebben aangetoond, dat het zeer goed mogelijk is via communicatiesatellieten wereldwijde of naast-de-deur telefoon- en telexverbindingen tot stand te brengen tussen kleine stations. Méér is echter nodig, om een dergelijk systeem ook militair bruikbaar te maken. Veel onderzoek zal daartoe verricht moeten worden aan de problemen van de zg. meervoudige toegang tot de satelliet (multiple access) en de kwetsbaarheid voor opzettelijke storing.

Bericht van Physisch Laboratorium RVO-TNO januari 1968

Raisting en de komende satellietgeneratie

De ontwikkeling van de satellietcommunicatie maakt snelle vorderingen. Reeds dit jaar zal een nieuwe generatie van satellieten de nog niet zo lang rondcirkelende communicatiesatellieten Relay, Telstar en Early Bird, praktisch tot 'oud ijzer' bestempelen.

Vanzelfsprekend zullen de grondstations moeten worden aangepast aan de verbeterde eigenschappen van de toekomstige satellieten, zoals bijv. grotere transmissiebandbreedte, hoger zendvermogen, meervoudige toegankelijkheid enz. De Duitse Bundespost heeft Siemens opdracht gegeven, voor het grondstation in Raisting een tweede antenne-installatie te bouwen

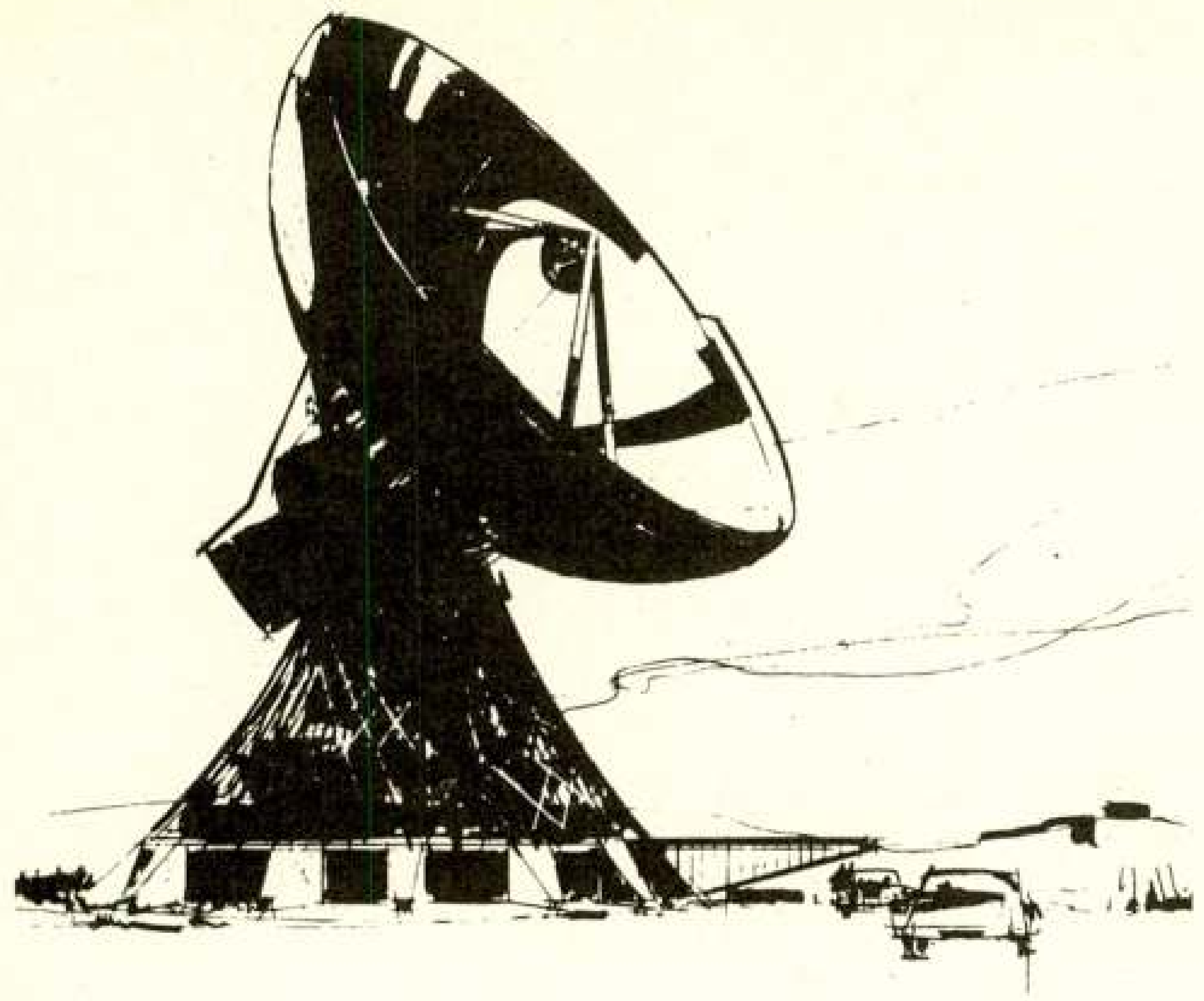


Fig. 1. De antenne van 'Raisting II'.

en de eerste installatie voor het verkeer met de nieuwe satelliet om te bouwen.

Sinds juni 1965 werd een groot deel van het commerciële berichtenverkeer tussen Europa en Amerika over de telefoniesatelliet Early Bird afgewikkeld. Deze satelliet, ook Intelsat I genoemd, is voor elk van beide transmissierichtingen uitgerust met een zgn. transponder (ontvanger gevolgd door een zender) met een bandbreedte van 31 MHz en een effectief zendvermogen van 12 W. Elke transponder kan een draaggolf overdragen die hetzij met 240 telefoonsignalen hetzij met één televisiesignaal gemoduleerd is. Er kunnen dus gelijktijdig 240 telefoongesprekken worden gevoerd of er kan gelijktijdig in beide richtingen een televisieprogramma worden overgedragen.

Deze transmissiecapaciteit is echter nauwelijks meer voldoende, want bij de internationale organisatie Intelsat, die het berichtenverkeer over communicatiesatellieten regelt, hebben zich inmiddels 60 landen aangesloten. Bovendien kan bij de huidige satellietsystemen steeds slechts één grondstation aan elke kant van de transmissieweg via de satelliet verbinding maken. De volgende satellietgeneratie daarentegen zal meervoudige toegankelijkheid mogelijk maken. Bij deze transmissietechniek worden over één transponder 10 tot 15 draaggolven van verschillende stations gelijktijdig overgedragen. Het aantal draaggolven is daarbij afhankelijk van de beschikbare bandbreedte van de transponder, van de modulatiebandbreedte van elke draaggolf en ook van het zendvermogen van de satelliet.

Drie communicatiesatellieten van het type Intelsat III zullen voldoen aan de toekomstige behoefte aan lange-afstandsverbindingen. De eerste zal medio 1968 gelanceerd worden. De beide transponders in deze satelliet zullen 230 MHz bandbreedte hebben en een vermogen van 160 W afgeven. Met deze satelliet kunnen gelijktijdig meer dan 1200 telefoongesprekken of bij een verminderd aantal telefoongesprekken ook televisieprogramma's overgedragen worden. Met de invoering van deze grotere transmissiebandbreedte en meervoudige toegankelijkheid ontstaan voor de grondstations vele nieuwe problemen.

Vanwege de grote transmissiebandbreedte kan de aanwezige Maser-voorversterker niet meer gebruikt worden. In plaats daarvan komen twee parametrische versterkers met een bandbreedte van 500 MHz, één daarvan voor bedrijf, de andere als reserve. Ze worden met vloeibare helium gekoeld, om de voor de ontvangst van satellietsignalen noodzakelijke gevoeligheid te bereiken. Bovendien moet, daar de Intelsat III de signalen van verschillende kanten gelijktijdig ontvangt, aan de uitgang van de breedbandige voorversterker een overeenkomstig aantal ontvangers aangesloten worden.

Zomer 1968 moet Raisting voor het bedrijf met de Intelsat III omgebouwd zijn. Daarnaast werd opdracht gegeven, voor Raisting een tweede antenne-installatie Raisting II te bouwen. De middellijn van de parabolische spiegel (28,5 m) wordt iets groter dan die van Raisting I. De tweede installatie krijgt geen beschermend omhulsel (Radome). Ongeveer 300 achter de antennespiegel gemonteerde infraroodstralers moeten ijs- en sneeuwafzetting op de spiegel voorkomen.

Raisting II zal medio 1969 in bedrijf worden gesteld. Over beide antenne-installaties in Raisting zijn dan gelijktijdig verbindingen met bijv. Amerika en Z.O.-Azië mogelijk.

De ITU en haar hoofdkwartier

De Internationale Telecommunicatie Unie werd zoals bekend opgericht in Parijs in 1865 en wel als Internationale Telegraaf Unie. Het eerste hoofdkwartier was gevestigd in Bern, officieel geregistreerd op 22 december 1868. Precies 99 jaar later op 22 december 1967 werd het huidige gebouw op de Place des Nations eigendom van ITU, door de ondertekening van het koopcontract. Dit gebouw werd in 1962 geopend door Oe Thant secretaris-generaal van de Verenigde Naties en was tot de verkoop verhuurd aan de ITU.

Boekennieuws

Optimalisatie van intermitterende regelsystemen met behulp van dynamische criteria

Proefschrift drs. A. L. Nagel

In zijn – op 14 december 1967 aan de T.H. Eindhoven verdedigd – proefschrift ter verkrijging van de graad van doctor in de technische wetenschap behandelde promovendus de optimale regeling van industriële processen gebruik makende van intermitterende of discrete regelsystemen. Dit zijn regelsystemen, waarbij het uitgangssignaal van het proces op regelmatige tijdstippen bemonsterd wordt en waarbij deze monsterwaarden door de regelaar verwerkt worden. Dit in tegenstelling tot de continue regelsystemen, waarbij het uitgangssignaal continu verwerkt wordt.

Terwijl de theorie van de continue regeling van processen in de afgelopen periode van enkele tientallen jaren heeft geleid tot voor de industriële praktijk bruikbare, eenvoudige instelvoorschriften voor de regelaar, is dit voor de discrete systemen in veel mindere mate het geval. Daar beschikt men wel over een ver ontwikkelde theorie, maar deze is tot dusver weinig toegepast.

Het proefschrift levert een bijdrage op dit terrein, dat in toenemende mate belangrijk wordt in verband met 'computer control', het regelen van industriële processen met moderne digitale rekenmachines.

Varia

Symposium over turbulenties in vloeistoffen en plasma's

Het 18e jaarlijkse Internationale Symposium georganiseerd door 'Polytechnic Institute of Brooklyn', wordt van 16 tot 18 april

1968 gehouden in het Microwave Research Institute in New York.

Het symposium zal een overzicht geven van de stand van zaken op het gebied van 'Turbulenties in vloeistoffen en plasma's', zoals die van belang zijn voor ruimtevaart, communicatie, energie-opwekking door kernfusie en plasma's. Nadere inlichtingen bij: Microwave Research Institute Symposium Committee, Polytechnic Institute of Brooklyn, 333 Jay Street, Brooklyn, N.Y. 11201.

VDE-Symposium Elektronica 1968.

Gedurende de Hannover-Jaarbeurs 1968 wordt op donderdag 2 en vrijdag 3 mei een symposium georganiseerd met als onderwerp: 'Halfgeleiderbouwstenen en geïntegreerde schakelingen'. Het symposium wordt gehouden in de Technische Universiteit van Berlijn en staat onder leiding van Prof. Dr. Ing. F.W. Gundlach. Prof. dr. H. B. G. Casimir zal het symposium met een voordracht inleiden. De vakbijeenkomsten hebben tot thema's: technologie, bouwstenen voor informatie- en energietechniek, geïntegreerde schakelingen, technische betrouwbaarheid.

Inlichtingen kunnen worden verkregen bij: Deutsche Messe- und Ausstellungs-AG, Abt. Vb - Tagungsbüro, D-3000 Hannover-Messegelände.

Zomercursus 'Logische schakelingen en systemen'

Van 2 tot 13 september 1968 zal door de afdeling Elektronica van de faculteit 'Toegepaste wetenschappen' aan de Katholieke Universiteit te Leuven, onderafdeling Ketens en Systemen, een zomercursus worden gegeven over 'Logische schakelingen en systemen'.

De bedoeling van deze cursus is een fundamentele opleiding te geven in de basistheorie, die de grondslag vormt van deze technieken en tevens de moderne methoden voor de synthese van schakelstelsels in te leiden.

Na een inleiding met herhaling en aanvulling van de mathematische beginselen die hiervoor nodig zijn, zullen naast onderwerpen met een algemeen karakter, in de vorm van seminaria speciale onderwerpen worden besproken. Hieronder vallen relais en statische schakelaars, geïntegreerde kringen, 'worst case design', betrouwbaarheid, ontwerp van omvangrijke eenheden voor industriële controle, pneumatische logica, afstandsmeting- en controle-apparaten, rekentuigen enz.

Het definitieve programma zal binnenkort gepubliceerd worden, het aantal deelnemers is beperkt. Inschrijving dient plaats te vinden voor 15 juli 1968. De kosten (maaltijden inbegrepen) bedragen B.Frs. 10.000,—, te storten voor 1 augustus 1968. Na het beëindigen van de cursus wordt een getuigschrift gegeven.

Nadere inlichtingen kunnen worden verkregen bij Prof. H. P. Debruyn, Lab. voor Elektronica, Katholieke Universiteit Leuven, Kardinaal Mercierlaan 94, Heverlee.

Uit het NERG

Administratie van het NERG: Postbus 6108, Den Haag. Giro 94746 t.n.v. penningmeester NERG, Den Haag. Secretariaat van de Examencommissie-NERG: van Geusaustraat 151, Voorburg.

Verslag van het examen Elektronica-monteur, Elektronica-technicus en Theoretische Elektronica gehouden in het najaar 1967

Elektronica-monteur

Het schriftelijk examen werd gehouden op 2 oktober 1967. De mondelinge examens vonden plaats op 20 en 21 november alsmede 4 en 5 december 1967.

	Schriftelijk	*Mondeling*	*Herexamen*
deelgenomen	211	108	–
afgewezen	103	44	–
herexamen	–	4	–
geslaagd	108	59	–
niet opgekomen	–	1	–

Elektronica-technicus

Het examen *eerste deel* werd gehouden op 9 oktober 1967. De examens voor het *tweede deel* vonden plaats op 27 en 28 november alsmede op 11 en 14 december 1967

	1e deel	*2e deel*	*Herexamen*
deelgenomen	169	85	1
afgewezen	132	37	–
herexamen	–	6	–
geslaagd	37	42	1

Theoretische Elektronica

Het mondelinge examen werd afgenomen op 19 juni en 11 december 1967.

deelgenomen	2
geslaagd	2

Ledenmutaties

Nieuwe leden:

Ir. L. H. Sondaar, Zwetkade 30, Delft.

Nieuwe adressen van leden:

Ir. J. C. Diels, Nassaulaan 1, Den Haag.
Prof. ir. B. van Dijl, Johan de Wittlaan 18, Eindhoven.
Ir. G. P. H. Olthuis, Leenderweg 197, Eindhoven.
Ir. J. A. van der Vorm Lucardie, Scheldelaan 9, Son (N.B.).